TECHNIKA LOTNICZA

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

WYDAWANY Z POPARCIEM ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

WARSZAWA — LUTY 1938 r. — Nr 2

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.

PRZEDPŁATA (z przesyłką): w kraju kwartalnie zł 4.50, rocznie zł 18,00. Zagranicą zł 24,00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O Nr 28.358 lub pocztowymi przekazami rozrachunkowymi wolnymi od opłat pocztowych.

Wydawca: INŻ. STANISŁAW PĘDZICH.
Redaktor odp.: ERAZM WIŚNIEWSKI.

REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Czerwonego Krzyża 21/23 m. 35 tel. 2.08.52, godziny przyjęć: administracja — codziennie w godz. 18—20; redaktor — wtorki, czwartki i soboty 18—19.**

Wykres dla obliczania połączeń nitowanych

Inż. ESA J. Lange

Do obliczania połączeń nitowanych może być wygodne stosowanie niżej podanej metody wykreślnej, za pomocą której możra bardzo szybko wyznaczyć wszystkie interesujące nas charakterystyki połączenia. Metodę tę podał p. Joel M. Jacobson w numerze sierpniowym miesięcznika „Aero Digest" z r. 1936. W artykule niniejszym wyjaśniono jej zasady oraz podano gotowe wykresy dla blach i nitów duralowych, umożliwiające czytelnikowi bezpośrednie z nich korzystanie.

Dla każdego materiału i typu połączenia (nity jedno- lub dwucięte), należy wykonać osobny wykres, jednak daje się on wykonać bardzo łatwo i szybko, gdyż jego „krzywe" zasadniczo są liniami prostymi. Przy pomocy tego wykresu możemy, znając siłę działającą na złącze, wyznaczyć minimalną potrzebną grubość blachy oraz wybrać najodpowiedniejszą średnicę nitów i ich najekonomiczniejsze rozstawienie. Możemy również, posługując się wykresem, wyznaczyć natychmiast wytrzymałość zaprojektowanego połączenia, przy czym ujawnia on jednocześnie, które z naprężeń panujących w złączu jest miarodajne dla jego wytrzymałości (naprężenie rozrywające blachę, naprężenie ścinające nit, lub naprężenie dociskowe między nitami i blachą).

Metodę wykonywania wykresu przedstawiamy na pierwszym z podanych niżej przykładów.

Złącze nitowane, rozciągane w kierunku prostopadłym do szwu

1) Blachy duralowe, nity duralowe dwucięte, szew jedno- i dwurzędowy.

Kreślenie „krzywych" opiera się na następujących wzorach:

Docisk $$\frac{P}{l} = K_d \cdot b \cdot \frac{d}{s} \quad \text{. . . . . (1)}$$

Ścinanie nitów $$\frac{P}{l} = K_t \cdot \frac{\pi d}{2} \cdot \frac{d}{s} \quad \text{. . . . (2)}$$

Rozciąganie blachy (szew jednorzędowy)

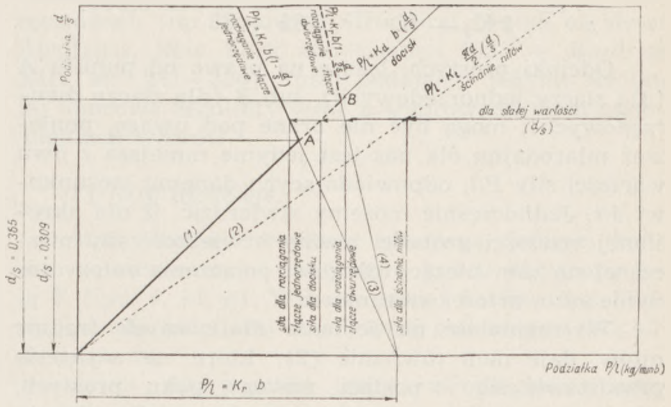
$$\frac{P}{l} = K_r \cdot b \cdot \left(1 - \frac{d}{s}\right) \quad \text{. . (3)}$$

Rozciąganie blachy (szew dwurzędowy)

$$\frac{P}{l} = K_r \cdot b \cdot \left(1 - \frac{d}{2s}\right) \quad \text{. . (4)}$$

We wzorach tych użyto następujących oznaczeń:

P — siła rozciągająca całkowita (kg)
l — długość szwu (mm)
b — grubość blachy (mm)
d — średnica nita (mm)
s — rozstęp nitów (mm)
K_r — naprężenie niszczące rozrywające w blasze (kg/mm²)
K_t — naprężenie niszczące tnące w nicie (kg/mm²)
K_d — naprężenie niszczące dociskowe (kg/mm²)



Rys. 1.

Pod wyrażeniem „rozstęp nitów" rozumieć będziemy iloraz z długości złącza przez ilość całkowitą nitów w złączu bez względu na ich rozmieszczenie Tak więc np. w szwie dwurzędowym rzeczywista odległość między osiami sąsiednich nitów w każdym rzędzie wynosi $2s$.

Wartość naprężeń niszczących przyjęto wg. artykułu inż. St. Weiss'a „Połączenia nitowe duraluminiowe" (Praca Nr. 37, Sprawozdanie IBTL Nr. 7 z r. 1931). Wartości te zostały ustalone w wyniku metodycznych doświadczeń, przeprowadzonych przez IBTL nad połączeniami nitowanymi.

Przyjęto:

naprężenie niszczące	rozrywające	K_r	= 38	kg/mm²
„ „	tnące	K_t	= 22	„
„ „	dociskowe	K_d	= 85	„

Wykres (rys. 1) opiera się na zależności funkcjonalnej

$$P/l = f\ (d/s)$$

przy czym grubość blachy b oraz średnicę nita d przyjęto za parametry zmienne. Wartości P/l odkładamy na osi odciętych, zaś wartości stosunku $\left(\frac{d}{s}\right)$ — na osi rzędnych.

Równanie (1) daje po wykreśleniu, przy uwzględnieniu zmiennego parametru b, pęk prostych promieniujących z początku układu współrzędnych.

Równania (3) i (4) dają dla każdej wartości zmiennego parametru b parę prostych przecinających się na osi odciętych w punkcie

$$\frac{P}{l} = K_r \cdot b$$

Proste pęku (1) przecinają się z odpowiednimi prostymi pęku (3) (złącza jednorzędowe) w punktach A przynależnych do jednej i tej samej rzędnej $\left(\frac{d}{s}\right)$. Wartość tej rzędnej wynosi dla duralu:

$$\frac{d}{s} = \frac{K_r}{K_d + K_r} = \frac{38}{85 + 38} = 0{,}309.$$

Analogicznie dla złączy dwurzędowych proste pęku (1) przecinają się z prostymi pęku (4) w punktach *B*, przynależnych do rzędnej

$$\frac{d}{s} = \frac{2\,K_r}{2\,K_d + K_r} = \frac{2.38}{2.85 + 38} = 0{,}365.$$

Odcinki prostych, leżące na prawo od punktu *A* (dla złączy jednorzędowych), lub *B* (dla złączy dwurzędowych), mogą być nie brane pod uwagę, ponieważ miarodajna dla nas jest jedynie mniejsza z dwu wartości siły P/l, odpowiadających danemu stosunkowi d/s. Jednocześnie możemy stwierdzić, iż dla określonej wartości grubości blachy *b* wielkość siły niszczącej na mm bieżący długości połączenia zależy jedynie od wartości stosunku d/s.

Wytrzymałość na ścinanie dla różnych średnic nitów daje nam równanie (2), które na wykresie przedstawia się w postaci nowego pęku prostych, promieniujących z początku układu współrzędnych, a zaznaczonych liniami przerywanymi. Ponieważ dana średnica nita *d* i dana wartość stosunku d/s określa nam rozstęp nitów *s*, można na każdej z ostatnio wykreślonych prostych zaznaczyć szereg punktów, odpowiadających różnym wartościom rozstępu nitów *s*. Przez połączenie tych punktów, odpowiadających tym samym wartościom rozstępu nitów *s*, otrzymujemy pęk krzywych rozstępu nitów *s*, zaznaczonych na rys. 2 liniami cienkimi.

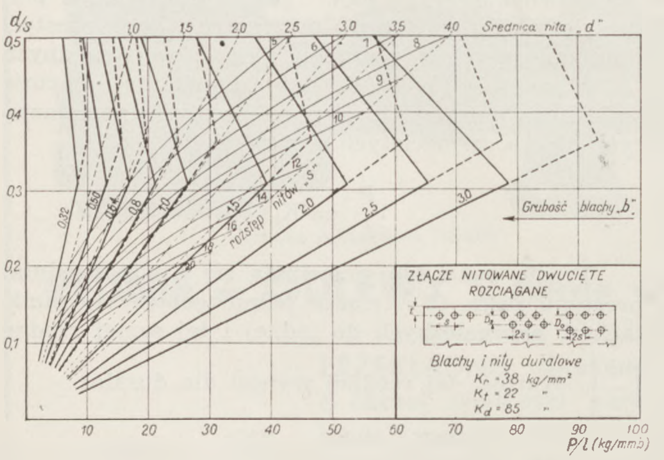
2) Blachy duralowe, nity duralowe jednocięte, szew jedno- i dwurzędowy.

W wypadku złącza o nitach jednociętych, wzory na „proste docisku" (1) i „proste rozciągania" (3) i (4), pozostają niezmienione, jedynie wzór na ścinanie wyrazi się w formie odmiennej:

$$\frac{P}{l} = K_t \cdot \frac{\pi\,d}{4} \cdot \frac{d}{s} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (2a)$$

Poza tym wg drugiej części wspomnianego już atrykułu „Połączenia nitowe duraluminiowe", napisanej przez inż. A Grzędzielskiego (Praca Nr 52, Sprawozdanie IBTL Nr 11 z r. 1933), dla złączy jednociętych przyjmiemy następujące wartości naprężeń:

naprężenie niszczące	rozrywające	K_r	= 38	kg/mm²
„	„ tnące	K_t	= 24	„
„	„ dociskowe	K_d	= 65	„



Rys. 2.

Dla złączy jednociętych wykonano wykres (rys. 3).

Uwaga: W połączeniach nitowanych duralowych powinny być zachowane następujące wartości minimalne:

Odległość nitów od krawędzi blachy

$$E = 2d$$

Odległość między rzędami nitów w połączeniu wielorzędowym

przy nitach mijających się $D_s = 1{,}5\ d$

„ „ niemijających się $D_0 = 2{,}5\ d$

Przykłady używania wykresu

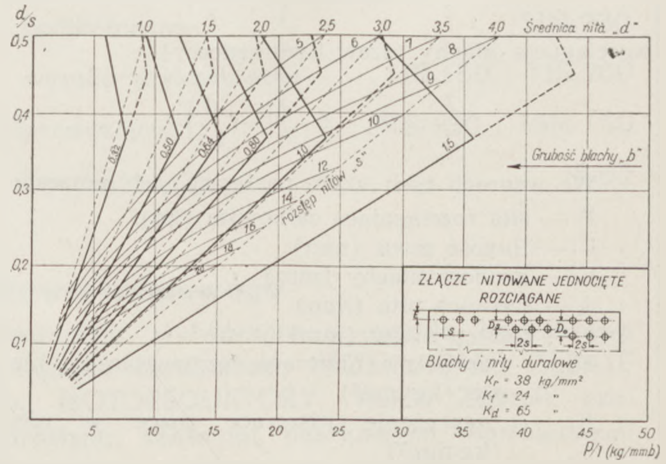
Określenie wytrzymałości zaprojektowanego połączenia.

Znajdujemy punkt przecięcia się linii, odpowiadających znanej średnicy nita i znanemu rozstępowi nitów. Wartość siły rozciągającej na 1 mm bieżący długości złącza odczytuje się bezpośrednio jako odciętą tego punktu. Prowadzimy z niego prostą poziomą aż do przecięcia się z „linią grubości blachy", przy czym dla złączy jednorzędowych należy używać linii ciągłej, a dla złączy dwurzędowych — przerywanej. Odcięta tym sposobem znalezionego punktu daje nam wartość siły rozciągającej na 1 mm bieżący złącza, która jest siłą krytyczną albo ze względu na docisk, albo na rozrywanie. Naprężeniem miarodajnym jest docisk, o ile punkt leży poniżej punktu załamania „krzywej grubości blachy", lub rozciąganie, o ile leży on powyżej tego punktu.

Przykład

Grubość blachy 2 mm, nity średnicy 2,5 mm, rzeczywisty rozstęp nitów 20 mm, złącze dwucięte (rys. 2) dwurzędowe, długość złącza 100 mm.

Punkt przecięcia się linii, odpowiadającej nitowi średnicy 2,5 mm, z linią odpowiadającą „rozstępowi nitów" $s = 20/2 = 10$ mm, daje nam wartość siły rozciągającej 21,6 kg na milimetr bieżący długości złącza. Prowadząc z tego punktu prostą poziomą do przecięcia się z „linią grubości blachy", otrzymujemy punkt, leżący poniżej jej punktu załamania, co wskazuje, iż miarodajnym naprężeniem dla blachy jest naprężenie dociskowe, a wielkość siły niszczącej wynosi 42,5 kg na milimetr bieżący.



Rys. 3.

Z dwu wielkości 21,6 kg/mm i 42,5 kg/mm należy dla oceny wytrzymałości złącza jako całości wziąć oczywiście wartość mniejszą; wytrzymałość złącza wyniesie wtedy:

$$P = 21{,}6\ .\ 100 = 2160\ \text{kg}$$

przy czym złącze ulegnie zniszczeniu pod postacią ścięcia nitów.

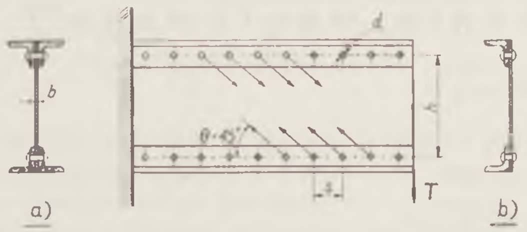
Obliczenie grubości blachy i średnicy nitów dla znanej siły rozciągającej.

Z punktu na osi odciętych, odpowiadającego wartości siły na jeden mm bieżący, prowadzimy prostą pionową do przecięcia się z „linią grubości blachy" w dwu punktach. Najmniejszą grubością blachy, jaka może być użyta, jest ta, dla której odległość między punktami przecięcia się jest najmniejsza. Przez punkty przecięcia prowadzimy proste poziome i znajdujemy średnicę nitów i odpowiednie ich rozstawienie na prawo od prostej pionowej, a między dwiema poprowadzonymi prostymi poziomymi.

Przykład

Siła rozciągająca złącze $P/l = 18$ kg/mm.

Najmniejsza grubość blachy przy dwuciętym (rys. 2), jednorzędowym połączeniu wyniesie 0,8 mm, a przy dwurzędowym 0,64 mm. Jeżeli przyjmiemy połączenie jednorzędowe i średnicę nitów 2 mm, to nity powinny być rozstawione od 5 do 7,5 mm, przy czym jeżeli rozstawimy nity dalej od siebie — miarodajnym naprężeniem w blasze będzie docisk, a jeśli bliżej — rozrywanie. Ze względów ekonomii należy oczywiście rozmieścić nity rzadziej, tj. co 7,5 mm. Gdyby dla tego samego przykładu przyjąć połączenie dwurzędowe, to przy grubości blachy 0,64 mm i tej samej średnicy nitów 2 mm, wielkość s wyniesie od 4 do 7,5 mm, to jest przyjmiemy tę samą co i poprzednio wartość $s = 7{,}5$ mm. Rzeczywisty zatem rozstęp nitów wyniesie $2s = 15$ mm.



Rys. 4.

Dźwigary metalowe o cienkościennym środniku

Wykres opisany wyżej stosować można w zmienionej formie w celu obliczania łączeń pasów (kątowników lub kształtowników) z duszą w nitowanych dźwigarach metalowych o cienkościennej duszy (środniku). Złącza te są wymiarowane przez siłę tnącą, działającą w danym przekroju na dźwigar, a zatem zamiast siły rozciągającej, o której była mowa w poprzednim przykładzie, mieć będziemy do czynienia z tą właśnie siłą tnącą. Układ wykresu i sposób jego wykonywania pozostają zupełnie te same, co poprzednio, natomiast wzory, na których się wykonanie wykresu opiera, są nieco inne z tego powodu, iż naprężenia w złączu nitowanym nie mają tu kierunku prostopadłego do szwu, lecz nachylony pod kątem zbliżonym do 45°. Dokładną analizę przebiegu naprężeń znaleźć można w odpowiednich podręcznikach (np. Younger, Structural Design of Metal Airplanes, New York and London 1935 — Rozdział XIII, str. 241—250), tutaj podajemy jedynie krótko jej końcowe rezultaty wraz z wyprowadzeniem odpowiednich wzorów.

1) *Nity dwucięte.*

Mamy belkę dwuteową nitowaną, jednym końcem zamurowaną, a na drugim końcu obciążoną siłą T (rys. 4, lit. a). W belce takiej każdy nit poddany jest sile ścinającej, nachylonej pod kątem $\Theta \simeq 45^0$ do poziomu.

Jeżeli rozstęp nitów jest s, a odległość między rzędami nitów w pasach górnym i dolnym jest h, siła ta wynosi:

$$P = \frac{T \cdot s}{h \cdot \cos\Theta} = \frac{T}{h} \cdot s \cdot \sqrt{2};$$

Używając symbolów takich, jak w przykładzie pierwszym, układamy cztery wzory zależności funkcjonalnej między siłą ścinającą zewnętrzną, podzieloną przez „rozstęp szwów", a stosunkiem d/s.

Docisk.

$$P = K_d\ .\ d\ .\ b;\ \text{stąd}$$

$$\frac{T}{h} \cdot s \cdot \sqrt{2} = K_d \cdot d \cdot b;$$

czyli

$$\frac{T}{h} = K_d \cdot \frac{d}{s} \cdot \frac{b}{\sqrt{2}} \quad \ldots\ldots \quad (1)$$

Ścinanie.

$$P = K_t \cdot 2 \cdot \frac{\pi d^2}{4};$$

stąd

$$\frac{T}{h} \cdot s \cdot \sqrt{2} = K_t \cdot \frac{\pi d^2}{2};$$

czyli

$$\frac{T}{h} = \pi \cdot K_t \cdot \left(\frac{d}{s}\right) \cdot \frac{d}{2\sqrt{2}}; \quad \ldots\ldots \quad (2)$$

Rozciąganie (szew jednorzędowy).

Pole przekroju rozciąganego siłą przypadającą na jeden nit można w przybliżeniu przedstawić wzorem:

$$F = (s - d)\ .\ \sin\Theta\ .\ b = (s - d)\ .\ \frac{1}{\sqrt{2}} \cdot b;$$

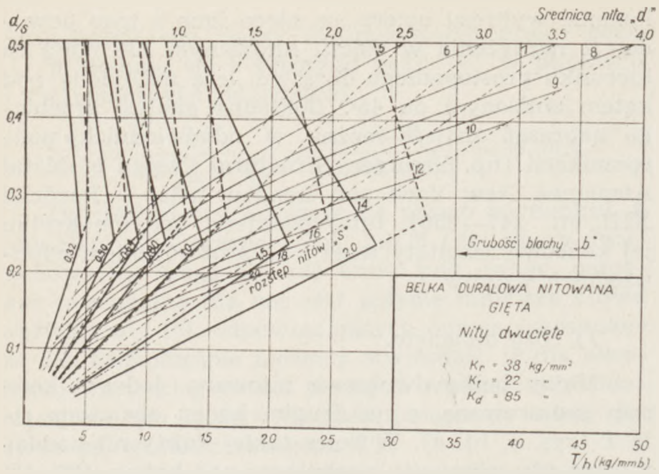
podstawiając tę wartość do wzoru na rozciąganie

$$P = K_r \cdot F; \quad \text{otrzymujemy}$$

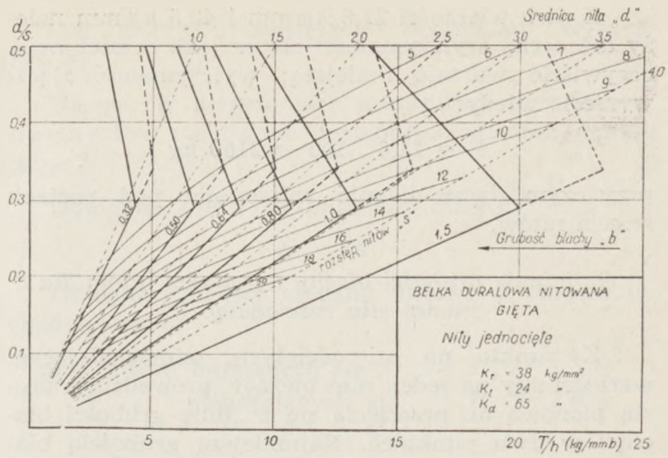
$$P = K_r \cdot (s - d) \cdot \frac{1}{\sqrt{2}}\, b;$$

stąd

$$\frac{T}{h} \cdot s \cdot \sqrt{2} = K_r \cdot (s - d) \cdot \frac{1}{\sqrt{2}} \cdot b;$$



Rys. 5.



Rys. 6.

czyli

$$\frac{T}{h} = K_r \cdot \left(1 - \frac{d}{s}\right) \cdot \frac{b}{2} \quad \ldots\ldots \quad (3)$$

Rozciąganie (szew dwurzędowy).

$$\frac{T}{h} = K_r \cdot \left(1 - \frac{d}{2s}\right) \cdot \frac{b}{2} \quad \ldots\ldots \quad (4)$$

Na rys. 5 wykonano wykres oparty na powyższych wzorach.

Rzędna punktów *A* dla złączy jednorzędowych określa się tu wzorem:

$$\frac{d}{s} = \frac{K_r}{K_d \cdot \sqrt{2} + K_r};$$

zaś rzędna punktów *B* dla złączy dwurzędowych — wzorem:

$$\frac{d}{s} = \frac{2 \cdot K_r}{2 \cdot K_d \cdot \sqrt{2} + K_r};$$

2) *Nity jednocięte.*

Dla obliczenia nitowania w belce ceownikowej, jak na rys. 4, lit. *b*, lub podobnej, służy wykres, podany na rys. 6, przy wykonywaniu którego zastosowano zasady już omówione poprzednio.

A Diagram for Calculating Riveted Joints

Summary

The task of determining the characteristical dimensions of a riveted joint is greatly facilitated by using diagrams as proposed originally by Joel and Jacobson in Aero-Digest (August 1937). Such diagrams make it possible to find out the necessary dimensions of a riveted joint, such as the spacing and diameter of rivets and sheet thickness, and they show also which kind of stress determines in any particular case the strength of the joint. The author shows the method of constructing such diagrams for single and double shear joints with one or two rows of rivets, and gives instances how to use them. Finally a similar method is applied to spars including a central sheet of small thickness with single or double shear riveted joints.

Paliwa lotnicze pochodzenia węglowego*)

Inż. Wacław Bóbr

Panujące obecnie tendencje nacjonalizmu gospodarczego doprowadziły w krajach nie posiadających własnych złoży surowca naftowego, a rozporządzających natomiast własnymi złożami węgli kopalnych, do powstania przemysłu upłynnienia węgla. Oparcie zaopatrzenia kraju w płynne paliwa i oleje smarowe o własne surowce posiada w czasie pokoju duże znaczenie dla bilansu płatniczego każdego kraju, w czasie wojny zaś umożliwia zaopatrzenie armii w paliwa i smary niezależnie od możliwości importowych, które mogą być w warunkach wojennych utrudnione.

Pomimo, że przemysł upłynnienia węgla jest jeszcze daleki od doskonałości zarówno ze względu na skomplikowane metody pracy i jakość produktów, jak i ze względu na wysoki koszt własny otrzymanych na tej drodze produktów, przemysł ten rozwija się szybko w okresie ostatnich kilku lat. Roczna zdolność wytwórcza zakładów upłynnienia węgla, czynnych i znajdujących się w budowie w różnych krajach, przekracza już obecnie 2 milj. ton. Jeśli uwzględnimy, że roczna światowa produkcja benzyny pochodzenia ropnego i gazowego wynosi około 90 milj. ton, a oleju gazowego około 40 milj. ton, to dojdziemy do wniosku, że powstający przemysł upłynnienia węgla stał się odrazu wielkim przemysłem, wytwarzającym już obecnie około 1,5% światowej produkcji paliw płynnych. W przemyśle tym przodują Niemcy, Anglia, Japonia i Włochy.

Ze względu na rolę, jaką odgrywa w każdym kraju zaopatrzenie w paliwo płynne i oleje smarowe lotnictwa wojskowego i cywilnego, naturalnym jest pytanie, w jakim stopniu przemysł upłynnienia węgla zdolny jest do pokrycia zapotrzebowania lotnictwa. Pytanie to jest tym bardziej na miejscu, że produkty lotnicze zajmują pod względem jakości najwyższy stopień w hierarchii produktów naftowych.

*) Wygłoszone na zebraniu odczytowym Związku Polskich Inżynierów Lotniczych dnia 14 stycznia 1938 r.

Do wytwarzania tych produktów dzisiejszej jakości światowy przemysł naftowy doszedł drogą długich i mozolnych doświadczeń, pracy i kosztów.

Przed przystąpieniem do rozpatrywania jakości produktów upłynnienia węgla z punktu widzenia techniki lotniczej, przytoczymy krótkie rozważania na temat podstawowych właściwości benzyny lotniczej, by stworzyć kryteria dla oceny paliw płynnych pochodzenia węglowego.

Podstawowe warunki, jakim winno odpowiadać paliwo lotnicze dla nowoczesnych gaźnikowych silników lotniczych są następujące:

1. Stałość chemiczna,
2. Odpowiednia lotność.
3. Wysoka odporność na detonację.

Pierwszy z wymienionych warunków charakteryzuje się zawartością w paliwie tak zwanych gum (gumy „obecne“) oraz zdolnością do tworzenia gum (gumy „potencjalne“) przy magazynowaniu. Paliwo, zawierające nadmiar gum względnie skłonne do ich tworzenia, może wywołać w silniku szereg niepożądanych i niebezpiecznych zjawisk, jak przychwycenie (unieruchomienie) wentyli wlotowych w prowadnicach, powstawanie nie lotnych osadów w przewodach doprowadzających paliwo do gaźnika oraz w samym gaźniku i t. p.

Lotność paliwa charakteryzuje się jego krzywą wrzenia i prężnością par. Lotność winna być dobrana w ten sposób, by start silnika był łatwy, by akceleracja silnika była szybka, a jednocześnie by nie tworzyły się podczas lotu tak zwane „korki gazowe“, przerywające dopływ mieszanki wybuchowej do miejsc spalania.

Najważniejszą jednakże właściwością paliwa z punktu widzenia możliwości jego zastosowania w nowoczesnych silnikach lotniczych jest jego stopień odporności na detonację, mierzony liczbą oktanową. Przy kwalifikowaniu paliwa dla celów lotniczych właściwość ta ma decydujące znaczenie. Nawet w tym wypadku, jeśli paliwo odpowiada idealnie wszystkim innym wymogom, posiada natomiast zbyt niską dla danego silnika liczbę oktanową, nie może ono znaleźć zastosowania.

Stopień odporności paliwa na detonację zależy od jego składu t. j. od charakteru kompleksu węglowodorów, tworzących paliwo. Podczas gdy inne właściwości paliwa, jak stałość chemiczna, lotność, czystość i t. p., mogą być w znacznym stopniu poprawione i doprowadzone do wymaganego poziomu przez jego odpowiednią obróbkę fabryczną, jak rektyfikacja, dodanie inhibitorów i t. p., odporność na detonację jest stałą niezmienną właściwością paliwa, dającą się poprawić przez staranną rektyfikację tylko w bardzo nieznacznym stopniu. Dodanie do paliwa czteroetylku ołowiu może podnieść jego odporność na detonację również tylko w ograniczonym stopniu i do pewnych nieprzekraczalnych granic.

Poniżej przytaczamy dane, charakteryzujące skład benzyn z różnych rop, oraz ich odporność na detonację. Wszystkie przytoczone benzyny posiadają zbliżoną krzywą wrzenia, w związku z czym są one porównywalne między sobą. Badanie liczby oktanowej wykonane zostało na silniku wzorcowym S.30.

Jak widzimy, wyższe liczby oktanowe posiadają z reguły benzyny o wyższej zawartości węglowodorów naftenowych, względnie aromatycznych. Wyjątek stanowią ropy Kalifornia i Smackover, które zawdzięczają swą odporność na detonację wysokiej zawartości izoparafinów.

Podniesienie antydetonacyjnych właściwości benzyny daje się w pewnym stopniu osiągnąć bardziej staranną „selektywną“ rektyfikacją, przy pomocy której usuwane są z benzyny grupy węglowodorów z niską liczbą oktanową. Są to przeważnie węglowodory wysokowrzące, gdyż z reguły właściwości antydetonacyjne spadają z przyrostem ciężaru cząsteczkowego węglowodorów. Poza tym właściwości antydetonacyjne benzyny mogą być podniesione przez dodanie węglowodorów aromatycznych z zewnątrz.

L. p.	Pochodzenie benzyny*)	Ciężar właściwy 15.5° C	Zawartość węglowodorów %				Liczba oktanowa określona na silniku S. 30 przy temper. chłodzenia 149°C
			parafiny	nafteny	aromatyczne	nienasycone (olefiny)	
1	Paszowa (Polska)	0.725	53.0	34.0	12.5	0.5	59.6
2	Gazolina	0.706	70.0	27.0	2.0	1.0	53.5
3	Kalifornia	0.709	58.5	34.5	6.5	0.5	71.8
4	Smackover	0.729	55.0	40.0	4.0	1.0	71.9
5	Meksyk	0.706	72.5	20.5	5.5	1.5	48.8
6	Venezuela	0.732	49.0	43.5	6.0	1.5	68.0
7	Peru	0.713	61.0	35.5	2.5	1.0	65.4
8	Rumunia	0.750	45.0	43.5	11.0	0.5	74.9
9	Rumunia	0.719	57.5	32.5	9.5	0.5	60.2
10	Baku	0.736	41.5	57.0	1.5	—	74.3
11	Iran	0.711	70.0	19.5	9.5	1.0	55.5
12	Borneo	0.763	32.0	36.0	31.0	1.0	72.1
13	Miri	0.750	25.0	65.5	7.0	0.5	71.5
14	Krakowa (Cross)	0.729	46.0	7.0	27.0	20.0	76.7
15	Krakowa (Gyro)	0.744	50.0	20.0	20.0	10.0	75.8
16	Hydrogenowana (Anglia)	0.758	23.5	61.0	15.0	0.5	

Uwaga: Skład benzyn krakowych Nr 14 i 15 jest przybliżony.

*) E. B. Evans i F. H. Garner. „The Knock-Ratings of Gasolines and their Chemical Composition“ (III Światowy Kongres Naftowy Paryż, VI. 1938 r.)

Dla zobrazowania charakteru węglowodorów aromatycznych, przytoczymy zawartość benzenu i toluenu w niektórych z pośród wymienionych benzyn:

Nr	Pochodzenienie benzyny	Zawartość	
		Benzen %	Toluen %
3	Kalifornia	0,6	2,4
6	Venezuela	0,9	1,5
8	Rumunia	1,8	3,6
10	Baku	0,0	0,4
12	Borneo	7,0	14,0

Głównym źródłem takich węglowodorów jest benzol motorowy, który może być dodawany do paliwa w granicach, dopuszczalnych przez jego temperaturę krystalizacji.

W wypadku paliw aromatycznych zachodzi jednakże jeszcze dodatkowa okoliczność, ograniczająca możliwość ich stosowania. Mianowicie paliwa te wykazują spadek odporności na detonację przy wysokich temperaturach, występujących w silniku lotniczym, zwłaszcza chłodzonym powietrzem. Pomimo wykazania wysokiej liczby oktanowej przy badaniu na silniku CFR, paliwa te stukają w silniku lotniczym. Dotyczy to nie tylko benzyn zawierających benzol motorowy dodany z zewnątrz, lecz również benzyn krakowych, reformowanych i innych paliw, zawierających duży odsetek węglowodorów aromatycznych.

Paliwa aromatyczne, wykazujące spadek odporności na detonację w silniku lotniczym, zdradzają jednocześnie skłonność do tworzenia osadów gumowych. Ze względu na to, że zawierają one z reguły pewien odsetek węglowodorów olefinowych (nienasyconych), wykonane zostały badania celem wyjaśnienia, które z tych węglowodorów powodują spadek właściwości antydetonacyjnych, a które tworzą gumy. Badania te wykazały, że główną winę za spadek właściwości antydetonacyjnych ponoszą węglowodory aromatyczne, a z pośród nich w największym stopniu benzen. Toluen okazał się znacznie bardziej stały pod tym względem. Natomiast skłonność do tworzenia osadów gumowych wykazały tylko węglowodory nienasycone. Z pośród nich najbardziej odporne na tworzenie gum okazały się monoolefiny. Największą skłonność do tworzenia gum wykazały diolefiny cykliczne, a w następnej kolejności diolefiny alifatyczne.

Nie wykluczone jest, że po bliższym poznaniu właściwości poszczególnych węglowodorów aromatycznych i nienasyconych powstanie możliwość produkcji wysokoodpornego na detonację i stałego chemicznie paliwa aromatycznego i nienasyconego, przez odseparowanie niepożądanych składników. Na razie jednakże, przy obecnym stanie wiedzy o tych węglowodorach, paliwa te są na indeksie w lotnictwie, a zwłaszcza w stosunku do silników chłodzonych powietrzem.

Jeszcze do niedawna, gdy ideałem lotniczego paliwa była benzyna z liczbą oktanową 87/ASTM. CFR., (lub 92 U. S. Army Air Corps Method), benzyna taka zestawiana była z benzyn frakcyjnych, wytworzonych z rop specjalnie dobranych (Borneo, Kalifornia, Gulf Coast, Baku, Rumunia), posiadających w stanie czystym liczbę oktanową 72—74. Dodanie do nich czteroetylku ołowiu w ilości do 0.8 cm^3 na 1 litr podnosiło liczbę oktanową do 87

W miarę rozwoju lotnictwa światowa produkcja benzyn lotniczych tego typu okazała się niewystarczającą. Rozpoczęto stosować w niektórych krajach benzyny frakcyjne o niższej liczbie oktanowej, podnosząc ją przez dodanie benzolu motorowego oraz alkoholu etylowego. Nastąpiło to jednakże w pewnym stopniu kosztem niektórych osiągów silnika lotniczego.

Sytuacja uległa zmianie przed paru laty, gdy rozwiązano zagadnienie produkcji benzyn polimeryzowanych z gazów węglowodorowych. Pozwoliło to znacznie rozszerzyć bazę zaopatrywania lotnictwa w paliwo. Dalsze polepszenie sytuacji przyniosło rozpoczęcie produkcji w skali przemysłowej izooktanu technicznego i eteru izopropylowego, posiadających wybitną zdolność do podnoszenia liczby oktanowej benzyn. Dzięki tym produktom okazało się możliwe wytwarzanie w dużych ilościach paliwa o liczbie oktanowej do 100 CFR/MM, co stworzyło nowe możliwości rozwojowe dla silnika lotniczego Jednocześnie produkty te pozwoliły na wprowadzenie do użytku w lotnictwie również benzyn frakcyjnych posiadających w stanie naturalnym liczbę oktanową poniżej 72, przez dodanie do nich izooktanu lub eteru izopropylowego w nieco większej ilości, niż w wypadku benzyn, posiadających w stanie naturalnym liczbę oktanową 72—74.

W tych warunkach naturalne właściwości antydetonacyjne podstawowej benzyny frakcyjnej, nie przestając być ważnym czynnikiem, zeszły jednakże do pewnego stopnia na drugi plan. Decydują one o wysokości dodatku izooktanu lub eteru izopropylowego, potrzebnego dla podniesienia właściwości antydetonacyjnej paliwa i stanowią o cenie końcowego produktu, nie stawiają jednakże, jak dawniej, nieprzekraczalnych granic technicznych dla uzyskania wysokiej liczby oktanowej. Jako kryterium dla określenia przydatności benzyny dla celów lotniczych, obok odporności na detonację, wysunęła się inna właściwość, a mianowicie jej czułość na dodatek czteroetylku ołowiu.

Przejdziemy obecnie do przejrzenia właściwości paliw lotniczych pochodzenia węglowego.

Metody produkcji paliw płynnych z węgla, które znalazły dotychczas przemysłowe zastosowanie są następujące:

a) wytlewanie węgla przy niskich i średnich temperaturach,

b) hydrogenacja katalityczna węgla,

c) synteza płynnych węglowodorów z gazu wodnego, z ewentualnym dodatkiem wodoru.

I. Benzyny uzyskiwane drogą wytlewania węgla

Proces wytlewania węgla sprowadza się do karbonizacji węgla drogą suchej destylacji bez dopływu powietrza, przy temperaturach znacznie niższych od temperatur, stosowanych przy koksowaniu węgla, lub przy jego gazowaniu. Podczas gdy temperatury

przy tych ostatnich procesach wahają się zwykle w granicach od 1000° do 1200°C, temperatury przy których odbywa się wytlewanie niskotemperaturowe leżą w granicach od 550° do 600° C, a średniotemperaturowe około 800°C.

Stosowanie niskich temperatur ma na celu zapobieżenie zbyt głębokiemu rozkładowi termicznemu zarówno benzyny jak i smoły tlewnej. Przy wytlewaniu węgla w takich warunkach zachodzi szereg złożonych reakcyj, a w tej liczbie również częściowo i uwodornianie (hydrogenacja), tj. nasycenie powstających lekkich węglowodorów wodorem. Chociaż ze względu na małą zawartość wodoru w węglu powstawanie uwodornionych cząsteczek odbywa się w stanie ograniczonym, jednakże uzyskiwana z gazów tlewnych benzyna pod względem składu i właściwości zbliżona jest do benzyn pochodzenia naftowego. Również i skład smoły tlewnej znacznie odbiega od składu smoły wysokotemperaturowej koksowej lub pogazowej. Odznacza się ona małą zawartością paku, natomiast dużą zawartością fenoli i węglowodorów parafinowych.

Wydatek benzyny tlewnej wynosi od 0.9% do 1.1% wagowych, licząc na suchy węgiel bez popiołu, smoły tlewnej zaś od 8% do 10%. Wydatek benzyny może być podniesiony przez krakowanie smoły tlewnej, przy czym uzyskuje się dodatkowo około 30% benzyny w stosunku do smoły tlewnej, co stanowi około 2,5% do 3.0% licząc na węgiel. Nie jest to jednak racjonalnym zużytkowaniem smoły tlewnej, gdyż benzyna krakowa pod względem właściwości ustępuje benzynie tlewnej. Smoła tlewna jest dobrym surowcem dla uwodorniania i chętnie jest w tym celu używana w Anglii, w Niemczech, i w Japonii, gdzie istnieją zakłady uwodorniające. Przy uwodornianiu smoły tlewnej wydatek benzyny wynosi około 75% wagowych, licząc na smołę tlewną, co stanowi około 7%, licząc na węgiel.

Przemysł wytlewania węgla, jako źródło benzyny tlewnej, istnieje w Anglii, w Niemczech i w Japonii. Daty charakteryzujące przemysł wytlewania węgla w Anglii i w Niemczech w 1936 roku są następujące:

	Anglia	Niemcy
Ilość przerobionego węgla	330.000 ton (węgiel kamienny)	8.126.000 ton (węgiel brunatny)
Produkcja benzyny tlewnej	2.900 ton	59.000 ton
Produkcja smoły tlewnej	30.000 „	426.000 „

Przeciętny skład benzyny tlewnej jest podany w tabelce, zamieszczonej u góry strony.

Wzajemny stosunek zawartości węglowodorów poszczególnych grup zależny jest od temperatury wytlewania. Im wyższa jest temperatura, tym niższa jest zawartość węglowodorów nasyconych, a wyższa — nienasyconych i aromatycznych.

Jak wnioskujemy, w świetle przytoczonych wyżej rozważań, ze składu benzyny tlewnej, w silniku lotniczym musi ona wykazywać spadek liczby oktanowej wskutek wysokiej zawartości węglowodorów aromatycznych. Wysoką zawartość węglowodorów

	Benzyna wydzielona z gazów %	Benzyna z redystylacji smoły %
Benzen	8,2	—
Toluen	10,7	—
Xylen i wyższe homologi	5,8	—
Razem węglowodory aromatyczne	24,7	45,7%
Węglowodory nienasycone (olefiny)	42,0	25,9
Węglowodory nasycone	33,3	28,4
	100,0%	100,0%

nienasyconych powoduje skłonność do powstawania gum. Poza tym benzyna ta wskutek małej zawartości węglowodorów nasyconych alifatycznych jest stosunkowo mniej czuła na dodatek czteroetylku ołowiu.

Właściwości angielskiej benzyny tlewnej, wytwarzanej z węgla kamiennego, są następujące:

	Benzyna z gazów	Benzyna ze smoły
C. wł. 15° C	0,763	0,814
Początek wrzenia	40° C	87° C
Destylacja 10%	80 „	123 „
„ 50%	103 „	138 „
„ 90%	135 „	147 „
Koniec wrzenia	178 „	167 „
Liczba oktanowa ASTM.CFR.	75	81

Benzyna tlewna, wydzielana z gazów, stosowana jest do celów lotniczych przez Home Defence Air Squadron w stopniu ograniczonym, w stanie zmieszanym z 25% benzolu motorowego, jako benzyna z l. okt. 77, odpowiadająca angielskiej specyfikacji DTD 224.

Właściwości antydetonacyjne benzyny tlewnej, wytworzonej z węgla brunatnego są niższe.

Do napędu silników lotniczych o wysokim sprężaniu benzyna tlewna nie nadaje się. Jej skład i właściwości mogą być poprawione drogą uwodorniania katalitycznego. Uzyskuje się przy tym większą stałość chemiczną benzyny, przy jednoczesnym pewnym spadku właściwości antydetonacyjnych.

II. Benzyny uzyskiwane drogą uwodorniania (hydrogenacji) węgla

Uwodornianie jako proces upłynnienia węgla ma za zadanie wytwarzanie z węgla, względnie ze smoły tlewnej, z kreozotu, z pozostałości ropnych itp. surowców, lżejszych węglowodorów typu naftowego, za pomocą traktowania poddanego uwodornianiu surowca wodorem przy wysokich temperaturach (od 450° do 500° C) i przy wysokim ciśnieniu (od 200 do 300 atm.) w obecności katalizatorów, ułatwiających reakcję i umożliwiających do pewnego stopnia kontrolę jej przebiegu.

Stosowane dotychczas metody uwodorniania rozwiązały zasadniczo problemat upłynnienia węgla, da-

jąc wydatek benzyny w ilości około 70% wagowych, licząc na suchy węgiel bez popiołu, dalekie są jednakże jeszcze od doskonałości. Prowadzenie procesu przy wysokich temperaturach i wysokim ciśnieniu wymaga stosowania aparatury bardzo ciężkiej i masywnej, zbudowanej ze specjalnych gatunków stali, odpornych na wpływy zarówno wysokiej temperatury i ciśnienia, jak i na działanie chemiczne ciał, wprowadzonych do reakcji Cykl pracy jest złożony i kosztowny. Jakość produktów ustępuje jakości produktów naftowych, a koszt własny ich przekracza prawie 3-krotnie koszt benzyny naftowej na rynkach światowych. Dla wytworzenia 1 tony benzyny należy zużyć od 4.5 do 5 ton węgla, licząc rozchód łącznie z opałem i z węglem, potrzebnym dla wytworzenia energii dla prowadzenia procesu. Nie ulega wątpliwości, że obecnie stosowane metody uwodorniania węgla będą stopniowo udoskonalone.

Proces uwodorniania węgla wg. metody I. G. Farbenindustrie, stosowany z pewnymi odchyleniami również i w innych krajach, składa się z 2-ch zasadniczych operacji, a mianowicie z uwodorniania w fazie płynnej i w fazie parowej.

Przy uwodornianiu w fazie płynnej wchodząca w reakcję z wodorem aktywna część masy węglowej przetwarza się w węglowodory gazowe, zawierające pewną ilość węglowodorów benzynowych, oraz w tak zwany „olej węglowy“, stanowiący główny produkt reakcji.

Z gazów i z oleju węglowego wydzielana jest frakcja benzynowa, wrząca do 170°, bądź też do 200° C. Następująca po benzynie frakcja, tzw. olej średni o górnej granicy wrzenia 320° C, kierowany jest do reakcji w fazie parowej. Wydajność benzyny w fazie płynnej wynosi około 130—160 litrów na tonę węgla (około 20% całej wydajności benzyny), a oleju średniego — około 600—700 litrów.

Produktem uwodorniania oleju średniego w fazie parowej są węglowodory gazowe (metan, etan, propan, butany) oraz produkty płynne, składające się z benzyny i z oleju średniego, kierowanego powtórnie do reakcji w fazie parowej. Wydajność benzyny w fazie parowej wynosi około 500—600 litr. na 1 tonę węgla, a oleju średniego ok. 60—80 litrów. Łączna wydajność benzyny uwodornionej wynosi 60—70% wag., licząc na suchą masę węglową bez popiołu.

Wg. opisanego schematu prowadzone jest uwodornianie węgla kamiennego w Anglii, w zakładzie Imperial Chemical Industries Ltd w Billingham. W Niemczech przy uwodornianiu węgla brunatnego wprowadzona jest pewna zmiana w frakcjonowaniu płynnych produktów reakcji fazy parowej. Mianowicie poza benzyną odbierane są z oleju średniego 2 frakcje cięższe. Pierwsza z nich znajduje zastosowanie jako olej gazowy dla silników Diesla, a druga, przedstawiająca sobą analog oleju parafinowego, rozpatrywana jest jako surowiec dla produkcji olejów smarowych i parafiny.

Dotychczas jednakże zagadnienie produkcji tą metodą oleju gazowego i olejów smarowych nie zostało w zadowalniający sposób rozwiązane.

Jakość benzyny uwodornianej wytwarzanej w Anglii w Billingham, z węgla kamiennego koksującego się o zawartości części lotnych około 35%, jest następująca:

Właściwości	1 Benzyna z fazy płynnej (aromatyczna)	2 Benzyna z fazy parowej (naftenowa)	3 Przeciętna benz. uzyskana po zmieszaniu benzyn Nr 1 i 2 w stos. ich wydatku, wraz z benz. wydz. z gazów
C. wł. 15° C	0,755	0,751	0 742
Początek wrzenia . .	49 °C	33 °C	44 °C
Dest. 10%	74 „	81 „	65 „
„ 50%	108 „	116 „	108 „
„ 90%	152 „	155 „	159 „
Koniec wrzenia . .	175,5 „	168,5 „	181 „
Zawartość siarki . .	0,02%	0,03%	0,027%
Zawartość gum (miska miedz.) mgs/100 cm³ .	0,02	0,04	0,04
L.Okt. CFR. MM. . .	81	66	69

Skład przeciętny benzyny Nr. 3 jest następujący:

Benzen	3.4%
Toluen	6.2 „
Xylen i wyższe homologi . . .	18.0 „
Razem weglow. aromatyczne . .	27.6%
Węglowodory nienasycone (olef.) .	10.4 „
„ nasycone . . .	62.0 „
	100.0%

Jak można wywnioskować z zawartości węglowodorów różnych kategorii w benzynie uwodornionej, jest ona wprawdzie produktem znacznie lepszym od benzyny tlewnej, ale ze względu na stosunkowo wysoką zawartość węglowodorów aromatycznych musi wykazywać pewną skłonność do spadku liczby oktanowej w silnikach lotniczych, a zwłaszcza w silnikach chłodzonych powietrzem, oraz wykazuje pewną skłonność do tworzenia się gum.

Informacje o stosowaniu benzyny uwodornionej pochodzenia węglowego do celów lotniczych są szczupłe. Wiadomo jedynie, że w Anglii benzyny te stosowane są obecnie w lotnictwie tylko do silników o niższej kompresji jako benzyna z l. okt. 72, bez dodatku czteroetylku ołowiu.

Liczba oktanowa benzyny niemieckiej, wytwarzanej z węgla brunatnego, jest nieco niższa.

Benzyna uwodorniona wytwarzana francuską metodą Vallette, jest jeszcze bogatsza w węglowodory aromatyczne. W związku z tym, chociaż jej liczba oktanowa, określona na silniku CFR jest wysoka, jednakże benzyna ta o ile wiadomo nie znajduje dotychczas zastosowania w lotnictwie. Benzyna produkowana w Bethune metodą Vallette posiada c. wł. około 0.840, a liczbę oktanową od 76 do 82. Jest ona zbliżona pod względem składu do benzolu motorowego. Wydajność wynosi około 45% licząc na węgiel.

Benzyna produkowana w Liévin metodą Audibert. ma skład następujący:

	Benzyna z fazy płynnej (1/5)	Benzyna z fazy parowej (4/5)
Węglowodory aromatyczne	12	—
„ nasycone	40	55—70
„ nienasycone	48	45—30
Liczba oktanowa CFR MM	60	70—75

Wydajność benzyny z węgla wynosi około 65—70%. Benzyna ta znajduje zastosowanie w lotnictwie do napędu silników o niskiej kompresji w stanie zmieszanym pół-na-pół z benzyną lotniczą frakcyjną, wytworzoną z ropy pochodzącej z Iraku.

W Japonii węgiel hydrogenowany jest za pomocą własnej metody, opracowanej przez Stację Paliwową Marynarki Wojennej w Tokuyama. Metoda ta zbliżona jest w swych głównych zarysach do metody I. G. Farbenindustrie, z tą różnicą, że uwodornianie prowadzone jest nie w dwóch, lecz w trzech stadiach. Wydajność benzyny z węgla wynosi około 60—70%.

Wytwarzane są dwa gatunki benzyny o właściwościach następujących:

Skład benzyny		Benzyna lotnicza	Benzyna samochodowa
Węglowodory	aromatyczne	34.2%	40.9%
,,	naftenowe	29.3 ,,	22.5 ,,
,,	parafinowe	31.2 ,,	31.6 ,,
,,	nienasycone	5.3 ,,	5.0 ,,
	Razem	100.0%	100.0%
Liczba oktanowa CFR MM		69	67

Benzyny te zbliżone są pod względem składu i właściwości do benzyn angielskich.

Jak widzimy z krótkiego przeglądu jakości benzyn uwodornianych, ustępują one na ogół benzynom pochodzenia ropnego, ze względu na swój skład.

Niewątpliwie metody uwodorniania węgla będące obecnie jeszcze w stadium początkowym, będą się doskonalić zarówno w kierunku uproszczenia procesu i obniżenia kosztów, jak i podniesienia jakości uzyskiwanych produktów. Zawartość poszczególnych kategorii węglowodorów już obecnie do pewnego stopnia może być regulowana przez zmianę temperatury reakcji, regulowanie ciśnienia i przez dobór katalizatorów. Ciekawe możliwości pod tym względem otworzyły ostatnie prace Dr M. Pier (I. G. Farbenindustrie), który drogą doboru temperatury reakcji i katalizatorów stworzył warunki tzw. selektywnego uwodorniania, sprzyjające powstawaniu w fazie parowej węglowodorów naftenowych, odpornych na detonację. Na razie jednakże uwodornianie węgla nie daje benzyn lotniczych równowartościowych benzynom pochodzenia ropnego i nie rozwiązuje przy tym zagadnienia zaopatrzenia lotnictwa w tzw. „Supercarburants", tj. w paliwa, odporne w wysokim stopniu na detonację (L. O. 96—100). Jak się zdaje, rozwiązanie tych zagadnień pójdzie drogą pirolizy i polimeryzacji wytwarzanych przy uwodornianiu gazów, co jednakże podwyższy i tak już nadmiernie wysokie koszta produkcji benzyn uwodornianych.

III. Benzyny uzyskiwane drogą syntezy z gazu wodnego

Produkcja płynnych węglowodorów z gazu wodnego, uzyskiwanego z węgli kopalnych (właściwie z koksu), opracowana została przez prof. F. Fischera i prof. H. Tropscha w Badawczym Instytucie Węglowym w Zagłębiu Ruhry (Kaiser Wilhelm Institut für Kohlenforschung, Mülheim, Ruhr).

Gaz wodny dla pracy wg. tej metody zestawiony jest z nadmiarem wodoru, dodawanego w ilości około 0.25 m^3 do 1 m^3 gazu wodnego. Stosunek składników gazu wynosi:

$$CO : H_2 = 1 : 2.$$

Badania wykazały, że przy takim składzie gazu wydajność płynnych produktów reakcji jest największa. Jak się zdaje, w pierwszej fazie opracowania tego procesu wynalazcy mieli na widoku głównie uzyskanie jaknajwiększego wydatku płynnych produktów reakcji, nie licząc się z ich zachowywaniem się w silniku. Synteza prowadzona jest przy normalnym ciśnieniu atmosferycznym, przy temperaturze około 200° C, w obecności związków kobaltu lub niklu, jako katalizatorów uwodorniających, oraz tlenku chromu lub cynku, jako katalizatorów polimeryzujących. Wahania temperatury nie mogą przekraczać 5° C.

Dużą zaletą procesu jest prowadzenie reakcji przy normalnym ciśnieniu i przy stosunkowo niskiej temperaturze. Natomiast wadą jest mała wydajność aparatury, pojemność 1 m^3 komory reakcyjnej daje na godzinę 7—8 g płynnych węglowodorów. Wskutek tego proces wymaga bardzo pojemnej aparatury. Dla produkcji 25.000 ton płynnych produktów rocznie instalacja składa się z 6000 komór reakcyjnych o pojemności po 70 litrów każda.

Wydajność płynnych produktów reakcji wynosi od 105 do 130 g na 1 m^3 wprowadzonego do reakcji gazu, co stanowi od 60% do 70% teoretycznie możliwej wydajności.

Produkty reakcji są następujące:

Gazy stałe i skroplone (związki C_3 i C_4) wrzące do 30° C	— ok.	8%
Benzyna (kogazyna I) c. wł. 0.685 — od 30° do 200° C	— ,,	60 ,,
Olej gazowy (kogazyna II) c. wł. 0.780— powyżej 200° C	— ,,	22 ,,
Parafina wydzielona z oleju (topliwość około 60° C)	— ,,	6 ,,
Parafina osadzająca się na katalizatorach (topl. ok. 80° C)	— ,,	4 ,,
	Razem	100%

Wg. oświadczeń prof. F. Fischera, uzyskane płynne produkty są natury alifatycznej i odznaczają się wysoką zawartością monoolefinów. W niektórych frakcjach zawartość olefinów przekracza zawartość węglowodorów nasyconych. Węglowodorów aromatycznych pośród produktów reakcji nie ma. Zawartość węglowodorów różnych grup w poszczególnych frakcjach jest następująca:

	Olefiny	Węglowodory nasycone
Gazy o składzie C_3 i C_4 .	50%	50%
Kogazyna I	30%	70%
Kogazyna II . . .	10%	90%

Benzyna Fischerowska odznacza się dużą czystością i stałością chemiczną. W skład węglowodorów nienasyconych wchodzą jak się zdaje wyłącznie monoolefiny, odporne na tworzenie gum.

Płynne produkty reakcji otrzymywane są w postaci tzw. surowego oleju, który poddawany jest destylacji celem wydzielenia zeń poszczególnych frakcyj. Wszystkie frakcje odznaczają się niskim cięża-

rem gatunkowym ze względu na dużą zawartość wodoru.

Wadą benzyn syntetycznych, uzyskanych metodą prof. Fischera, jest ich mała odporność na detonację. W stanie naturalnym frakcja benzynowa wrząca od 30° do 200° C posiada liczbę oktanową CFR/MM od 45 do 55. W związku z tym benzyna Fischerowska, pomimo czystości i czułości na dodatek czteroetylku ołowiu, nie nadaje się do użytku w lotnictwie. Poniżej podajemy stopień czułości na dodatek czteroetylku ołowiu benzyny syntetycznej o różnych granicach wrzenia:

Frakcja o granicach wrzenia	Liczba oktanowa C F R. M. M.		
	Czysta benzyna	Po dodaniu czteroetylku ołowiu na 1 litr	
		0.5 cm^3	1 cm^3
30—180° C	47	67,0	71,5
30—150° C	57	72.5	76,0
30—125° C	60	76,0	80,0

Celem podniesienia odporności benzyny na detonację, proponowane jest krakowanie cięższych frakcyj oleju surowego i dodawanie uzyskanych tą drogą benzyn z wyższą liczbą oktanową do benzyny syntetycznej. W ten sposób można poprawić do pewnego stopnia liczbę oktanową, ale benzyna taka traci swe zalety czystości i stałości chemicznej, stając się tym samym nieodpowiednią dla celów lotniczych.

W referacie, wygłoszonym w 1937 r. przez prof. F. Fischera w Niemieckim Związku Chemików z okazji wręczenia mu medalu Hofmanna, oświadczył on, że prowadzi badania w kierunku podniesienia właściwości antydetonacyjnych benzyny syntetycznej z nadzieją na ich poprawę. Prof. F. Fischer proponuje ewentualnie polimeryzować uzyskane przy reakcji gazy węglowodorowe o składzie C_3 i C_4. Polimeryzacja tych gazów jest stosunkowo łatwa ze względu na wysoką zawartość w nich olefinów. Uzyskana benzyna polimeryzowana o wysokiej liczbie oktanowej może być dodawana do benzyny syntetycznej celem podniesienia jej odporności na detonację. Tą drogą nie uda się jednakże poprawić całej benzyny syntetycznej, gdyż wydajność benzyny polimeryzowanej wyniesie mniej więcej 3% w stosunku do wydajności kogazyny I, prowadzenie zaś reakcji w kierunku uzyskania większej wydajności gazów o składzie C_3 i C_4, przeznaczonych do polimeryzacji byłoby nieracjonalne. Poza tym wywołałoby to podniesienie i tak nadmiernie wysokiego kosztu produkcji benzyny syntetycznej. W każdym razie tą drogą możliwe jest uzyskanie z benzyny Fischerowskej pewnego odsetka benzyny lotniczej.

Przy tej sposobności należy nadmienić, że olej gazowy Fischerowski (kogazyna II) posiada doskonałe właściwości jako paliwo dla szybkobieżnych silników Diesela. Liczba cetenowa tego oleju wynosi około 100.

Węglowodory olefinowe, zawarte w oleju gazowym (kogazyna II), we frakcji o granicach wrzenia 200° — 250 °C, nadają się jako surowiec dla produkcji olejów smarowych. Wytworzone z nich laboratoryjnie oleje smarowe odznaczają się niskim ciężarem gatunkowym, wysokim indeksem wiskozy i niską stygnością. Wprawdzie zagadnienie produkcji tych olejów nie zostało jeszcze w skali przemysłowej rozwiązane, ale laboratoryjne wyniki są bardzo zachęcające.

Angielscy badacze, studiujący zagadnienie syntezy płynnych produktów z mieszaniny gazów tlenku węgla i wodoru, doszli do wniosku, że liczba oktanowa benzyny syntetycznej może być podniesiona przez zmianę warunków reakcji. Badania ich wykazały, że przyczyną niskiej odporności na detonację benzyny Fischerowskiej jest nadmiar wodoru w surowcu gazowym, wprowadzanym do reakcji. Powoduje to pozostawanie nadmiaru węglowodorów alifatycznych nasyconych o niskiej liczbie oktanowej. Zwiększenie zawartości monoolefinów w benzynie podnosi jej liczbę oktanową. Anglicy Robinson i Bindley, na podstawie tych badań wypracowali nową metodę syntezy, nazwaną ich imieniem. Sprowadza się ona do użycia w charakterze surowca gazowego gazu wodnego w stanie naturalnym, bez dodatku wodoru z zewnątrz, co nawiasem mówiąc znacznie obniża koszty procesu, ze względu na wysoką cenę wodoru.

Skład gazu w procesie Robinson-Bindley wynosi:

$$CO : H_2 = 1 : 1,17.$$

Reakcja wg. metody Robinson - Bindley prowadzona jest nie w jednym stadium, lecz w dwóch co nieco przyspiesza przebieg reakcji i pozwala na lepsze wyzyskanie aparatury i katalizatorów. Jako katalizator stosowane są związki niklu. Wydajność płynnych produktów reakcji jest nieco niższa, niż w wypadaku procesu Fischera. Liczba oktanowa uzyskanej metodą Robinson-Bindley benzyny z końcem wrzenia 150 °C, w pierwszym stadium procesu wynosi 60, a w drugim — 63.

Skład tych benzyn jest następujący:

	I stadium	II stadium
Węglowodory nasycone	65.0%	49.6%
,, olefinowe	35.0%	50.4%
	100.0%	100.0%.

Olej gazowy uzyskany tą metodą zawiera więcej monoolefinów od oleju Fischerowskiego, w związku z czym jest lepszym surowcem dla ewentualnej produkcji olejów smarowych.

Obecnie budowany jest w Szkocji pierwszy zakład dla produkcji benzyny syntetycznej metodą Robinson - Bindley, o wydajności 25.000 ton płynnych produktów syntezy rocznie.

IV. Wnioski ogólne

Jak widać z przytoczonych danych charakteryzujących technikę upłynnienia węgla, podwaliny pod gmach techniki produkcji paliw płynnych z węgli kopalnych zostały już położone, jednakże obecne metody produkcji tych paliw są skomplikowane. jakość zaś produktów pozostawia jeszcze wiele do życzenia. W szczególności dotychczas nie została rozwiązana sprawa stosowania benzyn pochodzenia węglowego, wytwarzanych obecnymi metodami, do napędu nowoczesnych silników lotniczych o wysokim sprężaniu.

Wyjątek stanowi olej gazowy syntetyczny, uzyskiwany z syntezy mieszaniny gazów tlenku węgla i wodoru. Olej ten nadaje się do napędu Diesli lotniczych. Jest to jednakże słaba pociecha, gdyż kariera silników Diesla w lotnictwie wojskowym jest jak się zdaje definitywnie skończona.

Niewątpliwie technika upłynnienia węgla będzie się doskonalić zarówno w kierunku polepszenia jakości produktów i rozszerzenia ich skali, jak i w kierunku uproszczenia aparatury i metod pracy, oraz obniżania kosztów.

Rozważania niniejszego artykułu byłyby niekompletne, gdybyśmy nie zatrzymali się na sprawie kosztów upłynnienia węgla.

Należy zauważyć, że uzyskanie ścisłych informacyj w tym względzie jest trudne, gdyż zakłady upłynnienia węgla nie lubią chwalić się swymi osiągnięciami w tej dziedzinie.

Ciekawe światło na to zagadnienie rzuca ogłoszone niedawno sprawozdanie sir Davida Rivett, który razem ze sztabem odpowiednich fachowców badał z ramienia rządu Dominium Australii przemysł upłynnienia węgla w Anglii i Niemczech celem wyjaśnienia, czy egzystują podstawy gospodarcze dla stworzenia w Australii przemysłu upłynnienia miejscowych węgli. Sprawą wytlewania węgla sprawozdanie nie zajmuje się, gdyż autorzy raportu uważają, że wytlewanie nie stanowi samodzielnego procesu upłynnienia węgla.

Do sprawozdania dołączone są kosztorysy projektów budowy w Australii fabryk uwodorniania węgli kamiennych i brunatnych (w 2-ch wariantach), o wydajności po 150.000 ton benzyny rocznie, opracowane przez Imperial Chemical Industries Ltd. oraz projekt budowy zakładu dla syntezy wg. metody prof. F. Fischera, o wydajności 30.000 ton benzyny rocznie, opracowany przez koncern niemiecki Otto Wolf.

Poniżej przytoczone są końcowe wnioski sir Davida Rivett. Sumy podane w funtach szterlingach, wyrażone są w walucie australijskiej, kurs której stanowi 80% kursu waluty angielskiej (1 Austr. funt szterl. = 21 złotych).

	Uwodornianie węgiel kamienny	Uwodornianie węgiel brunatny	Synteza metodą prof. F. Fischera
Roczna zdolność wytwór.	150.000 t.	150.000 t.	30.000 ton
Koszt budowy Austr. £	11.021.000	11.940.000	2.928.700
Koszt własny 100 ltr. benzyny:			
Koszty fabrykacji zł	16.80	17.20	12.20
Oprocentowanie wkładu	4.20	4.40	5.40
Amortyzacja 10-letnia	10.60	11.60	14.00
Razem	31.60	33.20	31.60

Ciekawe jest, że wg. tego zestawienia koszty inwestycyjne na jednostkę wydajności rocznej w wypadku syntezy metodą prof. F. Fischera są wyższe, niż w wypadku uwodorniania, wbrew ogólnie przyjętym dotychczas poglądom.

Cena 100 litrów benzyny cif porty Australii wynosi 10 do 12 złotych. Koszt własny benzyny pochodzenia węglowego byłby więc blisko trzykrotnie większy od kosztu benzyny importowanej.

W związku z tym powstanie produkcji benzyny z węgla w Australii możliwe byłoby tylko przy wydatnej pomocy państwa. Jeżeli przyjąć, że pomoc ta wyrazi się w wysokości 9 pensów Austr. na 1 Imp. gallon, czyli około 18 gr na 1 litr, wówczas roczna suma subsydiów wyniosłaby:

uwodornianie	150.000 t. benzyny rocznie	£ 1.680.000
synteza	30.000 t. benzyny rocznie	£ 300.000.

Jeśli rozpatrywać nowy przemysł z punktu widzenia dania zatrudnienia miejscowej ludności, to ilość robotników, którzy znajdą stałe zatrudnienie po uruchomieniu zakładów, łącznie z robotnikami na kopalniach węgla przy wydobyciu węgla dla zaopatrzenia zakładów w surowiec, wyniesie:

Uwodornianie węgla kamiennego	4000 ludzi
„ „ brunatnego	3000 „
Synteza Fischera	300 „

Jeśli podzielimy sumę rocznych subsydiów rządu na ilość zatrudnionych robotników, to otrzymamy następujący koszt, poniesiony przez państwo rocznie dla zatrudnienia tą drogą jednego bezrobotnego:

Uwodornianie węgla kamiennego	Austr. £ 420	(zł 8.820)
Uwodornianie węgla brunatnego	„ „ 560	(„ 11.760)
Synteza Fischera	„ „ 1000	(„ 21.000)

Kwoty te przekraczają wielokrotnie zasiłki, wydawane przez rząd Dominium Australii bezrobotnym.

Termin uruchomienia produkcji ustalony został na 4 lata od daty zdecydowania się na budowę zakładu.

Na podstawie tych danych, sir David Rivett przychodzi do wniosku, że z gospodarczego punktu widzenia nie może zalecić swemu rządowi stwarzania w Australii w obecnych warunkach przemysłu upłynnienia węgla.

Jeśli jednakże rząd przewiduje, że za 4—5 lat, gdy ewentualne zakłady upłynnienia węgla byłyby uruchomione, nastąpi wojna z udziałem Dominium Australii, wówczas sprawę należy traktować w tej samej płaszczyźnie, jak naprzykład sprawę budowy nowego pancernika. Tego rodzaju zagadnienia nie mogą jednakże być decydowane w płaszczyźnie gospodarczej.

Aviation Fuels from Coal

Summary

The synthetic fuel industry supplies to-day about 1½ per cent of the world production of liquid fuels and is rapidly developing in spite of the accompanying difficulties and higher cost. This is because of the growing tendency to assure a supply of home produced fuels also in countries with insufficient petroleum production. The author considers the adaptability of fuels produced from coal for aviation purposes and reviews the necessary properties of modern aviation fuels: chemical stability, satisfactory volatility and high resistance to detonation. He explains then the principles of the following methods of liquifying coal: low temperature carbonisation, catalytic hydrogenation and the synthesis of hydrocarbons from water-gas. The first is used to a limited extent in Germany and England, whereas the

second is widely used in Germany, England, France and Japan. The third method introduced by Prof. Fischer in Germany is also used in England with a modification known as the Robinson - Bindley method. None of the described methods gives really satisfactory modern aviation fuels because of the lack of stability and/or antiknock value. There are possibilities of obtaining high - octane synthetic fuels by polymerization of gases obtained as a by-product of the Fischer - method. The synthetic fuels are very expensive as is proved by the author on the basis of the report submitted by Sir David Rivett for the Government of Australia: their cost is about three times as high as that of petrol. Their production should be rather considered from a military viewpoint.

Charakterystyczne cechy rzędowego silnika lotniczego chłodzonego powietrzem

A. T. Gregory

Z oryginału p. t. „Features of the In-Line Air-Cooled Aircraft Engine", S.A.E. Journal, October 1937, przetłumaczył inż. J. Bełkowski.

W związku ze stale wzrastającymi mocami silników lotniczych należy zauważyć, że rzędowy silnik chłodzony powietrzem posiada pewne jemu tylko właściwe cechy, które czynią go specjalnie przydatnym jako silnik lotniczy dużej mocy.

Otrzymano dostateczne chłodzenie tego typu silnika przy wyższych nominalnych mocach jednostkowych, niż te, które do tej pory zostały osiągnięte w jakimkolwiekbądź silniku chłodzonym powietrzem o innym układzie.

Możliwe jest zastosowanie takiego rodzaju rozrządu, który, poza zdolnością pracy przy dużych ilościach obrotów, pozwala na długie okresy pracy silnika bez potrzeby sprawdzania luzów zaworowych.

Zagadnienie smarowania tego rodzaju silnika okazuje się łatwiejsze do rozwiązania niż w silnikach gwiazdowych, mimo że te ostatnie posiadają mniejsze ilości obrotów.

Równomierność biegu i względny spokój przy wysokich obrotach nie tylko zapewniają wygodę pilotom i pasażerom, lecz również wpływają dodatnio na długowieczność silnika i samolotu.

Okapotowanie silnika rzędowego jest stosunkowo proste i pozwala na doskonałą widoczność, połączoną z możliwością zmniejszenia oporu czołowego.

Porównanie ciężarów jednostkowych silników rzędowych z innymi silnikami o tej samej mocy wypada zdecydowanie na ich korzyść. W miarę wzrostu mocy jednostkowych różnica ta będzie się jeszcze silniej uwydatniała.

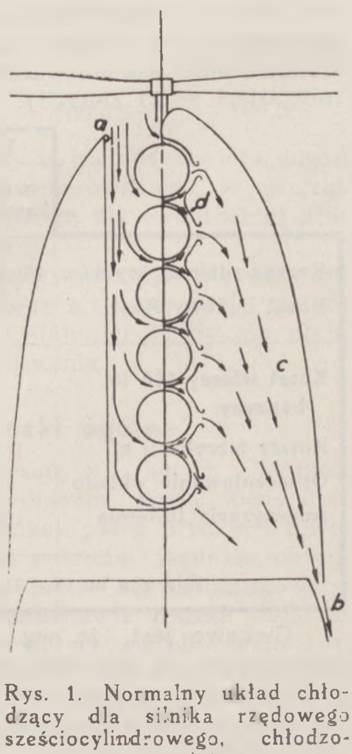
W ostatnich latach okazało się, że rzędowy silnik chłodzony powietrzem, może być zastosowany pod rozmaitymi postaciami i w różnych układach. Najbardziej rozpowszechnione są silniki rzędowe pojedyńcze odwrócone oraz w kształcie litery V, jak również i poziome o cylindrach przeciwległych oraz w kształcie litery H. Ilość cylindrów waha się od 4 do 24, podczas gdy zakres liczby obrotów wynosi od 2000 do 4000 obrotów na minutę. Ze względu na różnorodność konstrukcji oraz ogólne zainteresowanie rozwojem silników lotniczych w obecnej dobie, wydaje się na czasie przedyskutowanie niektórych cech charakterystycznych silnika tego typu.

Można powiedzieć, że rzędowy silnik chłodzony powietrzem jest silnikiem, którego chłodzenie jest doskonałe, mimo że przedni cylinder zasłania pozostałe od strumienia powietrza chłodzącego. Jego powierzchnia czołowa jest mała, tak że może on być zamontowany w każdym prawię kadłubie, bez zwiększenia jego powierzchni czołowej. Zapewnia on doskonałą widoczność oraz posiada oś śmigła wysoko. Specjalnie dla dużych mocy silnik rzędowy będzie lżejszy od innych typów silników, oraz będzie wymagał mniej obsługi.

Chłodzenie silnika

Chłodzenie rzędowego silnika wymaga utworzenia ciśnienia po jednej stronie rzędu cylindrów oraz depresji z drugiej strony. W ten sposób wytwarza się poprzeczny przypływ, powodujący omywanie cylindrów przez powietrze. Na rys. 1 mamy pokazane normalne urządzenie do chłodzenia sześciocylindrowego silnika rzędowego. Powietrze dostaje się do owiewków w „a" i po opłynięciu dookoła cylindrów, opuszcza komorę „c" owiewków przez szczeliny „b". Strzałki wskazują kierunek przepływu powietrza chłodzącego. Powietrze zmuszone jest przy pomocy kierownic do opłynięcia tylnej strony lub strony niskiego ciśnienia cylindrów, jak to pokazane na rysunku.

Pierwsze próby chłodzenia rzędowego silnika doprowadziły do nieoczekiwanego dobrego ochłodzen a tylnych cylindrów podczas gdy przednie nie były prawie wcale chłodzone. Gdy umieszczono kierownice na zewnętrznej stronie rzędu cylindrów, zostało wytworzone wyższe ciśnienie w owiewku i chłodzenie poszczególnych cylindrów stało się bardziej równomierne. Jednakże dla silników o dużej mocy rezultaty nie były jeszcze zadowalające.



Rys. 1. Normalny układ chłodzący dla silnika rzędowego sześciocylindrowego, chłodzonego powietrzem.

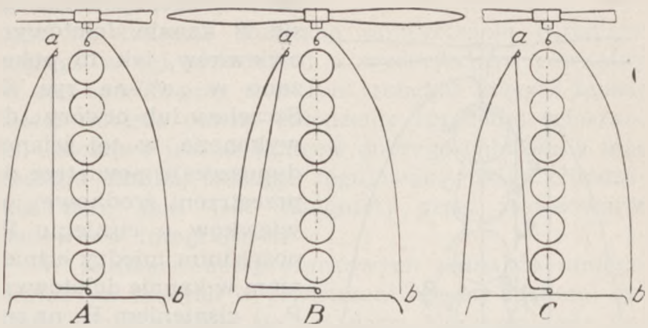
Analizując to zagadnienie, dochodz my do wniosku, że prawdopodobnie przyczyną lepszego chłodzenia tyłu silnika jest okoliczność, że powietrze

wchodząc do owiewka, posiada dużą prędkość a więc stosunkowo niskie ciśnienie statyczne. Nie ma więc na przedzie silnika dostatecznej różnicy ciśnień, aby zmusić strumień powietrza do zakrzywienia toru i przepłynięcia w poprzek silnika. Na dnie owiewka cała ilość powietrza jest zatrzymana i jego szybkość zamieniona na ciśnienie. Powoduje to powstanie dużej różnicy ciśnień między obiema stronami tylnych cylindrów silnika, powodującej intensywny przepływ powietrza przez te cylindry.

Jasne jest więc, że aby otrzymać równomierne chłodzenie wszystkich cylindrów, należy dążyć do otrzymania równomiernego rozkładu ciśnień wzdłuż całej długości silnika. Wynik taki jest możliwy do otrzymania, gdy szybkość powietrza wlotowego będzie mogła być zamieniona na ciśnienie natychmiast po wejściu do owiewków. Jednakże ze względu na łopatki śmigła, obracające się z dużą szybkością w pobliżu wlotu powietrza do owiewków, zadanie wyeliminowania prądów powietrza w owiewkach nie jest łatwe. Poza tym jeszcze nie tylko szybkość lecz i kierunek strumienia powietrza na wlocie do owiewków wpływają na chłodzenie silnika. Podczas pracy silnika sześciocylindrowego na ziemi przednie cylindry są zwykle lepiej chłodzone, gdyż otrzymują bezpośredni strumień powietrza od śmigła, a tylne cylindry mają wówczas tendencję do przegrzewania się. Podczas lotu jednakże tylne cylindry są dobrze chłodzone a przednie są gorące. A więc zadawalający układ chłodzący musi być zdolny do wyrównania ciśnienia wzdłuż całych owiewków, przy wszystkich warunkach pracy.

Na rys. 2 są schematycznie pokazane trzy zasadnicze rodzaje owiewków, które były stosowane. Rodzaj układu pokazany na rys. 2A jest zwykłym prostym owiewkiem, dającym prawie zadawalające rezultaty. W układzie pokazanym na rys. 2B został już zrobiony pewien krok dla zmniejszenia szybkości powietrza po jego wejściu do owiewka, przez zwiększanie przekroju przelotu wzdłuż silnika. Pomimo, że w takim układzie owiewków ciśnienia mogą być bardziej wyrównane, jednakże wiry wytworzone przez łopatki śmigła mogą w dalszym ciągu zaburzać przepływ powietrza dookoła poszczególnych cylindrów i uniemożliwić równomierne chłodzenie. W owiewku pokazanym na rys. 2C przekrój przelotu maleje od przodu do tyłu silnika. W tym rodzaju owiewka tylna ściana zatrzymuje nie całkowitą ilość powietrza wlotowego. Duża część powietrza jest zatrzymywana wówczas, gdy spotyka nachyloną boczną ścianę owiewka. Tego rodzaju układ może przyczynić się do wytworzenia równomiernego ciśnienia wzdłuż całego rzędu cylindrów, oraz jednocześnie będzie mniej czuły na podmuchy lub prądy pochodzące od śmigła.

Na ogół można powiedzieć, że im wyższe będzie ciśnienie wewnątrz owiewka, tym równomierniejszy będzie rozkład ciśnień wzdłuż długości silnika, a więc bardziej równomierne chłodzenie poszczególnych cylindrów. Warunek ten oznacza więc, że silnik musi być całkowicie otoczony owiewkami i wszelkie nieszczelności muszą być starannie usunięte. Wlot do owiewków musi być umieszczony w miejscu dużego ciśnienia na okapotowaniu i tak nisko pod wałem śmigła, jak tylko to jest możliwe.



Rys. 2. Trzy rodzaje owiewków, używanych dla chłodzenia silników rzędowych.

Wiemy dobrze, iż niektóre części cylindra są gorętsze od innych. Jest to tak samo słuszne dla silnika rzędowego jak i dla silnika gwiazdowego. Żebra chłodzące między cylindrami muszą być skrócone tak dalece, aby nie wydłużać niepotrzebnie silnika, a właśnie w tych miejscach, gdzie żebra są skrócone, muszą być umieszczone świece.

Osiągnięcie dobrego chłodzenia cylindra jakiejkolwiek konstrukcji w warunkach maksymalnej wydajności jest możliwe przy spełnieniu trzech warunków. Po pierwsze cylinder musi posiadać odpowiednią powierzchnię żeber tak zaprojektowanych, aby otrzymać żądany przepływ powietrza. Po drugie układ chłodzący musi być tak zbudowany, aby wytworzyć jak największą różnicę ciśnień z obu stron cylindrów. Po trzecie trzeba zastosować urządzenia, pozwalające na otrzymanie odpowiedniego regulowania kierunku i szybkości powietrza chłodzącego tak, aby móc chłodzić bardziej intensywnie gorętsze części silnika.

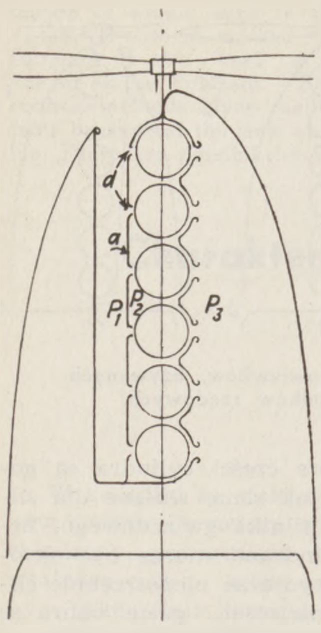
Dużo zostało napisane na temat konstrukcji żeber chłodzących, i nic więcej na ten temat nie trzeba tutaj dodać poza powołaniem się na doskonały artykuł Ronalda Chilton'a [1]). Pomimo, że Chilton zajmował się przede wszystkim cylindrami silników gwiazdowych, jednakże zasady przez niego wyprowadzone mają również zastosowanie do cylindrów silników rzędowych.

Ogólne charakterystyki układów chłodzących dla silnika rzędowego zostały przedyskutowane w związku z rys 1 i 2. Jednakże pozostaje jeszcze duża ilość pracy do wykonania, aby określić najlepsze umieszczenie, kształty i wymiary otworów wlotowych w celu otrzymania możliwie największej różnicy ciśnień z obu stron cylindrów.

Pozostaje więc do zbadania, jakimi środkami można regulować strumień powietrza, aby polepszyć chłodzenie danego silnika. Środki takie zostały opracowane dla silnika rzędowego i polegają na założeniu na silnik owiewków integralnych.

Zbudowanie takich owiewków dla silnika rzędowego jest rzeczą raczej łatwą. Tylne lub zewnętrzne kierownice ściśle dopasowane do żeber stanowią połowę owiewków. Niezbędne jest jeszcze umieszczenie ścianki wzdłuż rzędu cylindrów po stronie wysokiego ciśnienia dla uzupełnienia owiewków. Wówczas ścianka ta oddziela cylindry od powietrza

[1]) Patrz: S.A.E. Transactions, wrzesień 1931 r. str. 542—545 „Konstrukcja głowic chłodzonych powietrzem" przez Ronalda Chiltona.



Rys. 3. Układ owiewków integralnych dla silnika rzędowego chłodzonego powietrzem.

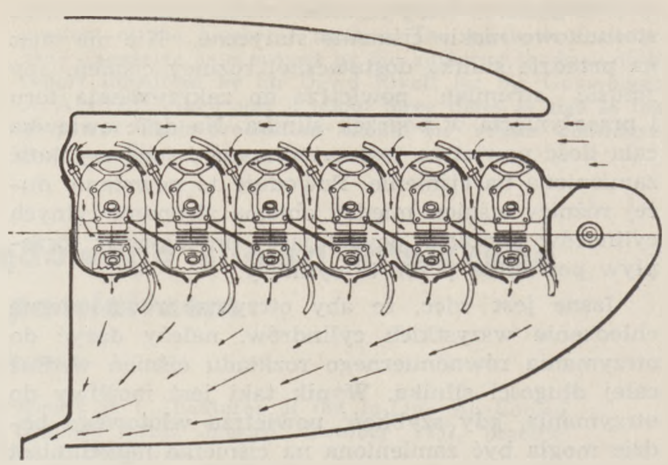
chłodzącego, znajdującego się w kanale dolotowym owiewków, jak to pokazano w „a" na rys. 3. Szczeliny lub otwory „d" wykonane w tej ściance dopuszczają powietrze do przestrzeni środkowej owiewków o ciśnieniu P_2 pośrednim między ciśnieniem w kanale dolotowym P_1 i ciśnieniem P_3 na zewnątrz silnika.

Najważniejszym zadaniem ścianki z otworami jest zmuszen e dużej ilości powietrza chłodzącego do zetknięcia się najpierw z najgorętszymi punktami cylindrów ze stosunkowo dużą szybkością. Wówczas punkty te będą skuteczniej chłodzone, niż przez powietrze chłodzące płynące z mniejszą szybkością, co jest osiągane w wypadku niestosowania tej ścianki z otworami. Pozostałe części cylindrów, nie wymagające intensywnego chłodzenia, mają doprowadzoną pewną ilość powietrza chłodzącego poprzez szczeliny „d", umieszczone na osiach cylindrów.

Na rys. 4 mamy pokazane integralne owiewki na silniku oraz zobrazowany sposób, w jaki jest otrzymany żądany przepływ powietrza dookoła świec i nadlewków świecowych. Jak to zobaczymy, powietrze wchodzące zmuszone jest do skierowania się bezpośrednio na świece i przyległe części cylindra. Po opłynięciu cylindrów przeważająca ilość powietrza opuszcza owiewki poprzez otwory na świece w tylnych przegrodach. Tylne kierownice są nie tylko ściśle dopasowane do żeber cylindrów w ten sposób, aby zmusić powietrze do płynięcia dookoła cylindra, lecz kierownice te zamykają całkowicie przestrzeń między każdą parą cylindrów. W ten sposób cała ilość powietrza jest zmuszona do wypłynięcia na zewnątrz albo między żeberkami, albo ponad tylnymi świecami i przylegającymi ściankami cylindra.

Najbardziej uzewnętrzającą się zaletą używania integralnych owiewków jest duża możliwość regulowania chłodzenia, na jaką one pozwalają. Szybkość przepływu powietrza poprzez ściankę z otworami do środkowego owiewka jest zależna od różnicy ciśnień między kanałem wlotowym i środkowym owiewkiem. Tak samo szybkość wypływu ze środkowego owiewka poprzez tylne kierownice zależy od różnicy ciśnień między owiewkami środkowymi i zewnętrzną stroną silnika. Każda z tych różnic ciśnień może być regulowana zapomocą wielkości otworków w przedniej ściance i w tylnych kierownicach. O ile jeden z cylindrów nie jest dostatecznie chłodzony, pewne małe zmiany w kształcie owiewka środkowego lub w wielkości otworów prawie zawsze wystarczą dla usunięcia tej dolegliwości.

Dodatkową zaletą używania takich wewnętrznych owiewków jest fakt otrzymywania bardziej wyrównanego ciśnienia wzdłuż całej długości silnika. Strumień powietrza chłodzącego jest bardziej zwężony, tak, że dobre chłodzenie jest zapewnione przy mniejszych ilościach powietrza. Tak więc chłodzenie jest bardziej jednolite przy jednoczesnej korzystnej zmianie oporu czołowego.

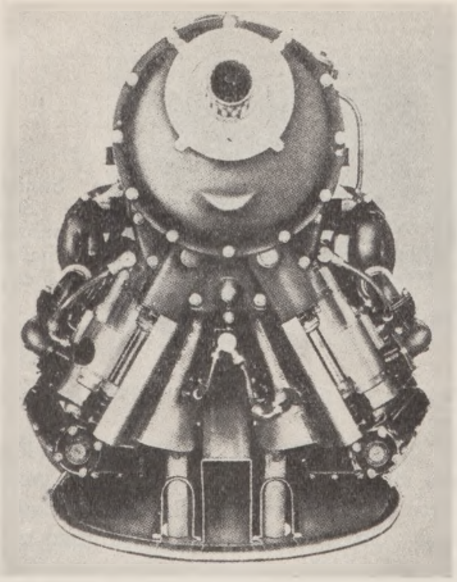


Rys. 4. Silnik rzędowy z owiewkami integralnymi, z pokazanym przepływem powietrza dookoła świec oraz nad głowicami.

Na rys. 5 mamy pokazany 420 konny silnik Ranger SGV—770 z zamontowanymi owiewkami. Należy zauważyć, że cylindry są całkowicie okryte, nie pozostawiając wcale odkrytych żeber. Powietrze chłodzące wchodzi do silnika pomiędzy obu rzędami cylindrów. Powietrze to jest uchwycone przez kanał wlotowy, w głębi którego znajduje się zamykająca tylna przegroda. Powietrze wówczas przepływa do owiewków środkowych poprzez otwory świecowe w przedniej ściance, które wyraźnie widać. W ściance tej są wykonane na osi każdego cylindra wąskie szczeliny, aby dopuścić dodatkowe powietrze chłodzące do tulei cylindrowej. Pewna ilość powietrza przeciska się do wewnętrznego owiewka poniżej dolnej krawędzi ścianki, która nie może być szczelnie umocowana. Wzdłuż tego brzegu ścianka została wykonana, tak aby jak najbardziej przylegała do cylindrów. Pomiędzy dnem i krawędzią ścianki istnieje jednakże przepływ świeżego powietrza do wnętrza owiewków, gdyż nie dolegają one szczelnie do cylindrów. W ten sposób utrzymane jest jednolite ciśnienie na wszystkich cylindrach.

Jeden z zewnętrznych otworów świecowych wylotowych jest widoczny na tylnej kierownicy z jednej strony silnika. Widać stąd, że powietrze zmuszone jest przez te kierownice do omywania tyłu cylindrów. Stwierdzono, że wywinięta warga na tych kierownicach ułatwia znacznie przepływ powietrza chłodzącego. Chwyt powietrza, widoczny w środku owiewka, prowadzi zimne powietrze do gaźnika. Osłony widoczne na kominkach wydechowych zostały zastosowane dla zmniejszenia promieniowania do powietrza chłodzącego, zanim się ono nie zetknie z cylindrami.

Otwory świecowe w przednich ściankach i w tylnych kierownicach są dostatecznie duże, aby umożliwić wymianę świec bez zdejmowania samych owiewków. Całkowity przekrój, włączając w to nieszczelności wyżej omówione, przez który powietrze chłodzące wpływa do wewnętrznych owiewków, wyno-



Rys. 5. 420-konny silnik Ranger SGV-770, z założonymi owiewkami integralnymi.

si około 710 cm² dla tego silnika, czemu odpowiada 1,7 cm² na 1 KM. Całkowity przekrój, przez który odbywa się wylot powietrza z wewnętrznych owiewków wynosi 806 cm², czemu odpowiada 1,9 cm² na 1 KM. Podczas biegu silnika na mocy i obrotach nominalnych wzrost temperatury powietrza przy przepływie przez cylindry wynosi około 45° C. Spadek ciśnienia poprzez przednie ścianki z otworami wynosi około 45% całkowitego spadku ciśnienia poprzez cylindry.

Stwierdzono, że jest możliwe takie uregulowanie chłodzenia zapomocą wewnętrznych owiewków, aby różnice temperatur wszystkich 24 świec w silniku 12 cylindrowym w kształcie litery V nie przekraczały 56° C, podczas pracy silnika w bardzo ciężkich warunkach. Wyniki wykazują, że temperatury podświecowe zostały obniżone o więcej niż 28° C przez założenie owiewków integralnych. Pomimo, że temperatury tulei cylindrowych podniosły się nieco wskutek zastosowania wewnętrznych owiewków, to jednakże pozostały one jeszcze stosunkowo chłodne. Podczas pierwotnej próby wewnętrznych owiewków nie zostały wykonane szczeliny w przednich ściankach, pozwalające na dopływ powietrza chłodzącego do tulei cylindrowych. Jedyne powietrze, chłodzące tuleje, płynęło z góry, z otworów świecowych. Silnik pracował bez przegrzania tulei aż do 65% swej mocy nominalnej przy obciążaniu śmigłem.

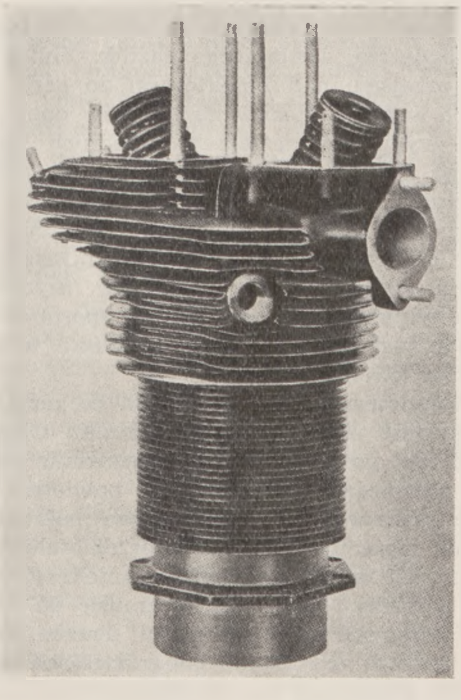
Cylinder zastosowany na tym silniku jest pokazany na rys. 6. Widać, że wysokość żeber na zwężonej części cylindra jest stosunkowo mała tak, że wielkość powierzchni chłodzącej świecę jest niewielka. Poprawiono to przez zastosowanie w tym miejscu dodatkowych żeber gęściej rozstawionych i przez użycie świec typu pokazanego na rys. 7. Jest to świeca o krótkim gwincie, posiadająca pewną ilość żeber chłodzących na oprawce rozmieszczonych na pewnej długości ponad gwintem. Chłodzenie środkowej elektrody zostało również ulepszone w tej świecy przez wydłużenie powierzchni zetknięcia między środkową elektrodą a obsadą zewnętrzną.

W silnikach sprężarkowych 12 cylindrowych w V, z wlotem powietrza między rzędami cylindrów, wydaje się czasami pożądane umieszczenie rurociągu ssącego w tej przestrzeni a wydechu na zewnątrz. W ten sposób przy zwykłym układzie ssącym będzie miało miejsce pewne chłodzenie sprężonej mieszanki. Możliwe jest osiągnięcie dobrego chłodzenia tego rodzaju silnika, stosując regulowany układ chłodzenia taki, jaki jest osiągnięty przez zastosowanie owiewków integralnych.

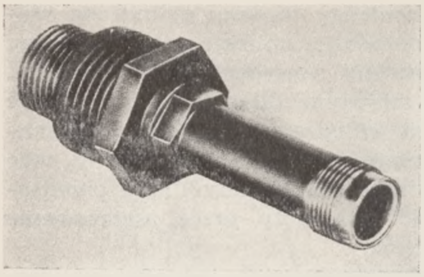
W silnikach bezsprężarkowych jednakże umieszczenie rur ssących w przestrzeni między rzędami cylindrów nie wydaje się pożądane. Korzystniejsze jest prawdopodobnie umieszczenie rurociągu ssącego tak, żeby był ogrzewany przez powietrze chłodzące po jego wyjściu z cylindrów, a więc trzeba go umieścić na zewnętrznej stronie rzędów cylindrów. Ogrzewane rury ssące dają lepszy rozdział mieszanki do poszczególnych cylindrów i w ten sposób powiększają w pewnym stopniu moc silnika. Na silnikach o tym układzie zastosowanie owiewków integralnych jest niezbędne.

Instalacja silnika rzędowego

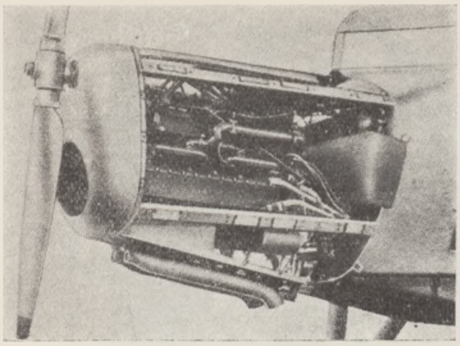
Instalacja silnika rzędowego na samolocie ilustruje niektóre cechy charakterystyczne tego rodzaju silników. Na rys. 8 jest pokazane zabudowanie 420 konnego rzędowego odwróconego silnika Ranger w kształcie litery V na płatowcu „Fairchild 82". Silnik posiada integralne owiewki. Tego rodzaju owiewki były po raz pierwszy zainstalowane na tym płatowcu. Początkowo moc nominalna tego silnika wynosiła 420 KM na poziomie morza, przy użyciu paliwa o liczbie oktanowej 87. Zainstalowanie owiewków integralnych pozwoliło na zmianę wysokości nominalnej i rodzaju paliwa tak, że moc nominalna silnika na wysokości 100 m wyniosła 420 KM przy użyciu paliwa o liczbie oktanowej 80. Zasługuje na podkreślenie fakt, że przy mocy nominalnej moc jednostkowa wynosi 33 KM z litra.



Rys. 6. Zespół cylindra stosowany na silniku Ranger.



Rys. 7.
Żebrowana świeca.



Rys. 8.
Silnik Ranger SGV-770, zainstalowany na płatowcu Fairchild 82.

Wlot powietrza chłodzącego na przedzie okapotowania jest wyraźnie widoczny na rysunku. Pewna część powietrza wlotowego jest poprowadzona do gaźnika, jak to wyżej było zaznaczone, zaś część tego powietrza jest zużytkowana do chłodzenia zbiornika oleju. Chwyt powietrza do gaźnika jest niewidoczny, lecz przewód doprowadzający powietrze chłodzące do koszulki zbudowanej dookoła zbiornika oleju jest pokazany bezpośrednio za łopatką śmigła. Przekrój całkowity otworu w okapotowaniu dla wlotu powietrza, chłodzącego cylindry, jest niewiele mniejszy od 1300 cm² czyli około 22% powierzchni czołowej przodu okapotowania. Powierzchni tej odpowiada mniej więcej 3,2 cm² na 1 KM. Żadne próby zmniejszenia tej powierzchni nie zostały dokonane, chociaż przewidywane jest zastosowanie przesłony w czasie zimnej pogody.

W tym zabudowaniu kominki wydechowe są poprowadzone prosto wdół i tutaj wygięte do tyłu tak, żeby łączyły się z kolektorami spalin pod kątem około 45°. Wewnątrz każdego kolektora istnieje przewód, otwarty na przodzie dla pobierania zimnego powietrza. Jeden z tych przewodów służy dla doprowadzenia ciepłego powietrza dla ogrzania kabiny, podczas gdy drugi jest doprowadzony do koszulki na zbiorniku oleju. Kurek trójdrogowy jest umieszczony dla regulowania ciepła doprowadzonego do zbiornika. W ten sposób do koszulki możemy doprowadzić albo gorące powietrze z kolektora wydechowego albo zimne, pobierane z przodu okapotowania.

Specjalne urządzenie jest zastosowane dla ogrzewania powietrza, zasilającego gaźnik. Zimne powietrze po przejściu nad kolektorami do góry wchodzi do dwóch wąskich pionowych kanałów obejmujących kominki wydechowe czterech przednich cylindrów z każdego rzędu. W pewnym punkcie, położonym blisko silnika, kanały te łączą się z przewodami prowadzącymi do kolana gaźnika na tyle silnika. Przed dojściem do tego kolana powietrze zmuszone jest do opłynięcia jeszcze dwóch kominków wydechowych z dwóch tylnych cylindrów. W ten sposób powietrze ogrzewane jest zarówno przez kominki wydechowe jak i przez kolektory spalin.

Dla regulowania dopływu ciepła do gaźnika zainstalowany jest zawór w kolanie gaźnika. Okazało się, że układ taki posiada zdolność ogrzewania dostateczną dla podniesienia temperatury powietrza dolotowego do gaźnika o 22° C. Dodatkowa możliwość podgrzewania może być otrzymana przez sfalowanie rur wydechowych oraz przez zmianę przekrojów przelotowych powietrza taką, aby je zmusić do większego styku z gorącymi powierzchniami. Trzeba zauważyć, że tego rodzaju urządzenie podgrzewające powietrze nadaje się szczególnie dla warunków burzliwej pogody, ponieważ powietrze dla dosięgnięcia przewodów, prowadzących do gaźnika, zmuszone jest do płynięcia pod górę.

Trzeba zaznaczyć tutaj, że z punktu widzenia zabudowania silnika zastosowanie dolnego gaźnika wydaje się być poważną zaletą silnika o układzie V odwróconego. Obydwa przewody zimnego i gorącego powietrza mogą być odpowiednio doprowadzone do gaźnika, podczas gdy powietrze może być do nich pobierane w punktach dających dobre ciśnienie dynamiczne tak w locie poziomym jak i podczas wznoszenia.

Analiza poszczególnych ciężarów w instalacji, podana w tabl. I, daje dobry obraz tego, co można otrzymać w silniku rzędowym. Trzeba zauważyć, że ciężar jednostkowy zabudowanego silnika, oparty na mocy nominalnej, wynosi 1020 gr KM, co wychodzi zwycięsko w porównaniu z silnikami gwiazdowymi. Ciężary łoża silnikowego i rurociągu wydechowego są trochę większe, niż dla silnika gwiazdowego, dostosowanego do tego samego samolotu. Jednakże połączone ciężary owiewków i okapotowania dla silnika rzędowego są dużo mniejsze, niż ciężar okapotowania używanego na silniku gwiazdowym. Ciężar całkowicie zabudowanego silnika jest mniej więcej o 57 kg mniejszy od ciężaru silnika gwiazdowego tak samo wyposażonego, co wiąże się przede wszystkim z tym, że sam silnik gwiazdowy jest znacznie cięższy.

Tablica I.

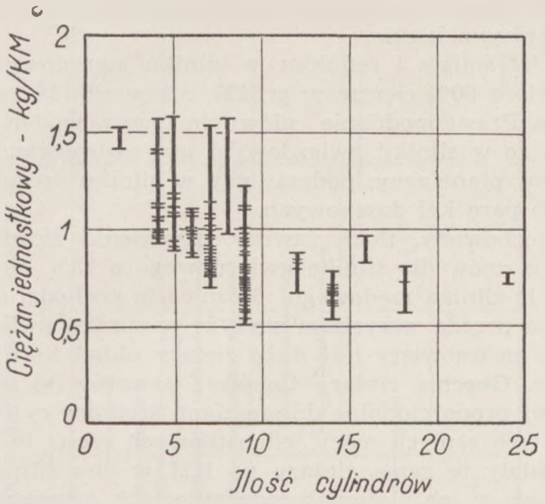
Wykaz ciężarów poszczególnych części instalacji silnika Ranger SGV-770.

	kg
Śmigło	46.3
Silnik	288.0
Rozrusznik	14.5
Prądnica (z regulatorem)	7.6
Rurociąg wydechowy	11.8
Podgrzewacz powietrza i chwyt powietrza	8.2
Okapotowanie silnika	29.5
Łoże silnikowe	12.7
Chłodnica smaru	7.3
Przewody smarowe i paliwowe wraz z łącznikami	3.6
Ciężar całkowity	429.5

Ciężar jednostkowy zainstalowanego silnika:

$$\frac{429.5}{420} = 1{,}022 \text{ kg/KM}$$

Chłodzenie w płatowcu o szybkości maksymalnej 230 km/godz. okazało się zupełnie zadawalające. Podczas lotu na wysokości 1000 m, przy pełnym otwarciu przepustnicy, przy różnicy ciśnień między obiema stronami cylindrów wynoszącej 76 mm słupa



Rys. 9. Wykres ciężarów jednostkowych dla silników o różnych ilościach cylindrów.

wody, oraz przy temperaturze powietrza chłodzącego, wynoszącej 10° C, maksymalne temperatury dla głowicy wyniosły 232° C. a 107° C dla tulei cylindrowych. Jak widać, można by w tej instalacji zmniejszyć chłodzenie tulei cylindrowych, co by się uwidoczniło w obniżeniu temperatur głowic i w doprowadzeniu ich do bardziej racjonalnego stosunku do temperatur tulei cylindrowych.

Ciężar silnika

Ponieważ ciężar jednostkowy silnika w gramach na konia mechanicznego jest jednym z głównych czynników decydujących o jego wyborze dla danej instalacji, należy zbadać ten czynnik z punktu widzenia stosowalności rzędowego silnika dla celów lotnictwa. Takie zbadanie nie będzie jednakże całkowite, jeżeli nie będą wzięte pod uwagę możliwości rozwojowe silników rzędowych przez powiększanie mocy jednostkowych i zmniejszanie ciężarów jednostkowych.

Na rys. 9 mamy wykres, pokazujący ciężary jednostkowe silników chłodzonych powietrzem dla różnych ilości cylindrów. Na tym wykresie rzędne oznaczają ciężary jednostkowe silników a odcięte liczby cylindrów. Silniki gwiazdowe odpowiadają liczbom 5, 7, 9, 14 i 18 cylindrów, podczas gdy silniki rzędowe odpowiadają liczbom 4, 6, 8, 12, 16 i 24 cylindrów. Ciężar jednostkowy, którym posługiwano się w tym wykresie, jest oparty na największej mocy nominalnej silników, gdyż wydaje się, że moc ta daje najlepszą wskazówkę co do strukturalnej trwałości silnika. Dane pokazane zostały zaczerpnięte z wykazu [1]) bieżących amerykańskich i europejskich silników; każda kreska odpowiada jednemu silnikowi.

Ze względu na tę okoliczność, że nie wszystkie wymienione silniki osiągnęły ten sam stopień rozwoju można wysnuwać z tego wykresu tylko bardzo ogólne wnioski. Tym rodzajom silników, które są teraz bardzo rozpowszechnione, jak 7, 9 i 14 cylindrowe gwiazdowe, odpowiadają dane, dobrze obrazujące ciężar jednostkowy, który może być otrzymany dla tych silników przy dzisiejszym stanie techniki. Z drugiej strony te silniki, których zaledwie kilka sztuk zostało wykonane, wykazują prawdopodobnie ciężar jednostkowy trochę większy, niż byłby odpowiedni dla porównania, ze względu na ich mniejszy stopień rozwoju. Niezależnie od tych różnic, wynikających z różnych stopni rozwoju różnych typów silników, wykres ten jednakże wykazuje wyraźne obniżanie się ciężarów jednostkowych w miarę zwiększania się liczby cylindrów dla każdego silnika. Co więcej, tendencja ta jest niezależna od układu cylindrów. Nie można wyróżnić żadnego układu silnika pod względem jego ciężaru jednostkowego. Przeciętne ciężary jednostkowe wydają się zbliżać do wartości około 570 gr KM dla silników o dużej liczbie cylindrów, co może wskazywać, że niektóre silniki będą mogły ważyć około 450 gr/KM.

Gdy porównamy te same silniki na podstawie mocy jednostkowej w KM z litra objętości skokowej otrzymamy wykres pokazany na rys. 10. Na wykresie tym rzędne przedstawiają moc z litra, podczas gdy odcięte przedstawiają ilość cylindrów na silniku. Znów zostały wzięte pod uwagę największe moce nominalne, jak poprzednio. Rys. 10 wykazuje ogólną tendencję do większych mocy z litra w miarę wzrostu liczby cylindrów silników. Jedynie silniki gwiazdowe 18 cylindrowe wydają się być nieznacznie w tyle pod tym względem, podczas gdy silniki rzędowe posiadają, jak się zdaje, pewną przewagę nad silnikami gwiazdowymi pod względem mocy jednostkowej. Silniki o kształcie litery H wysuwają się obecnie pod tym względem przed wszystkie inne.

Dane zawarte w tym samym wykazie bieżących silników wskazują, że silniki o dużych mocach, niezależnie od typu, dają wszystkie około 25 KM na 1 m^3 objętości skokowej na minutę. Liczba ta dotyczy zarówno silników 6-cio cylindrowych jak i 24-cylindrowych. Nie ma widocznej tendencji do odchylania się od tej wartości, niezależnie od ilości obrotów, liczby cylindrów lub ich wielkości. Fakt ten posiada podstawowe znaczenie, specjalnie gdy rozpatruje się silniki o bardzo dużej mocy. Na przykład jeżeli ma być zbudowany silnik o mocy 2000 KM, to taki silnik będzie miał objętość skokową mniej więcej około 81 m^3 na minutę, niezależnie od układu cylindrów. Ilość cylindrów, ich wymiary, oraz obroty silnika będą musiały być wówczas przestudiowane, aby otrzymać powyższą wartość objętości na minutę. Jednakże, jak to pokazuje rys 9, silnik ten będzie prawdopodobnie lżejszy, jeżeli będzie zbudowany jako 24-cylindrowy zamiast 12 lub 14-cylindrowego.

Powody, dla których silnik o dużej ilości cylindrów będzie posiadał mniejszy ciężar jednostkowy niż silnik o mniejszej ilości cylindrów, nie są oczywiste. Na ogół należałoby oczekiwać wręcz przeciwnego wyniku. Dodatkowe cylindry wymagają większych karterów, dłuższych wałów wykorbionych i większej ilości korbowodów i tłoków. Jednakże silniki rzędowe są budowane o takim samym ciężarze jednostkowym jak silniki gwiazdowe o tej samej mocy, chociaż te ostatnie posiadają mniejszą liczbę cylindrów, a więc niektóre części silników rzędowych muszą być lżejsze od części, spełniających te same funkcje w silnikach gwiazdowych.

W celu przestudiowania tych podstawowych różnic między silnikami rzędowymi i gwiazdowymi oraz

1) Patrz „Automotive Industries" z dn. 27 lutego 1937 r., str. 332—335.

określenia w ten sposób dlaczego rzędowy silnik o bardzo dużej mocy będzie prawdopodobnie lżejszy, niż silnik o innym układzie, zostało zrobione porównanie między poszczególnymi ciężarami składowymi dwóch silników, rzędowego i gwiazdowego. Silnik gwiazdowy jest to 9-cylindrowy silnik o dużym litrażu i stosunkowo małej liczbie obrotów, podczas gdy silnik rzędowy jest 12 - cylindrowym silnikiem w kształcie litery V o względnie małym litrażu i dużej liczbie obrotów. Pomimo, że silnik gwiazdowy posiada znacznie większą moc, jednakże ciężary jednostkowe obu silników są prawie identyczne. Ciężar jednostkowy silnika gwiazdowego wynosi 676 gr/KM a rzędowego z tym samym wyposażeniem 685 gr/KM. Obydwa silniki rozwijają po 23,85 KM z 1 m^3 na minutę objętości skokowej. Obydwa silniki posiadają reduktory.

Na tablicy II mamy uwidocznione wyniki takiego porównania. Ciężary poszczególnych części silników są podane w stosunku procentowym do ciężaru całego silnika oraz w gramach na 1 KM. Części identyczne lub spełniające podobne funkcje zostały tu zgrupowane w celach porównawczych.

Tak, jak można się było tego spodziewać, tablica ta pokazuje, że kartery silnika rzędowego ważą o 26% więcej od karterów silnika gwiazdowego. W silniku gwiazdowym ciężary ich wynoszą mniej niż 1/5 ogólnego ciężaru silnika, podczas gdy dla silnika rzędowego sięgają one około 1/4 ogólnego ciężaru silnika. Przeciwnie, ciężar wału wykorbionego jest o przeszło 34% większy dla silnika gwiazdowego, niż dla silnika rzędowego. Rezultat ten jest dosyć nieoczekiwany ze względu na większą długość wału silnika rzędowego. Pochodzi to stąd, że wał silnika gwiazdowego posiada ciężkie przeciwwagi i łożyskowany jest w ciężkich łożyskach rolkowych, podczas gdy wał silnika rzędowego przeciwwag nie posiada, a jego przekroje są stosunkowo niewielkie. Poza tym łożyska główne wału silnika rzędowego są typu ślizgowego, a więc stosunkowo lekkie.

Wał śmigła i reduktor w silniku gwazdowym są prawie o 60% cięższe w gr/KM, niż w silniku rzędowym. Prawdopodobnie głównym tego powodem jest fakt, że w silniku gwiazdowym jest zastosowany reduktor planetarny, podczas gdy w silniku rzędowym użyto parę kół daszkowych.

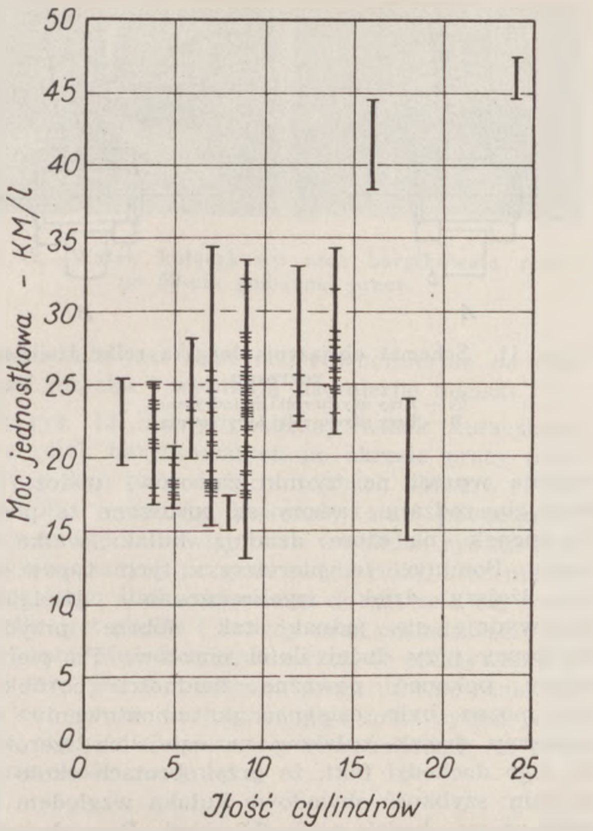
Korbowody, tłoki, zawory, dźwigienki zaworowe itp. są znów dla silnika gwiazdowego o 13% cięższe, niż dla silnika rzędowego. Różnica ta pochodzi oczywiście przede wszystkim stąd, że w silniku gwiazdowym zastosowany jest dużo cięższy układ korbowodowy. Obecnie ciężary tłoków i zaworów są mniej więcej proporcjonalne do sześcianu średnicy cylindra. Dla tych samych mocy jednostkowych części te będą posiadały te same ciężary na KM w obu silnikach. Różnice w ich ciężarach jednostkowych odzwierciadlają więc dobrze różnice w mocach jednostkowych obu silników. Tłoki i zawory są mniej więcej o 38% cięższe w gr/KM w silniku gwiazdowym, niż w silniku rzędowym.

Grupując razem części, wyszczególnione od 2—5 w tablicy II, widoczne jest, że główne masy obrotowe i posuwiste w silniku są o około jedną czwartą cięższe w silniku gwiazdowym niż w silniku rzędowym. Fakt ten jest pierwszorzędnej wagi, gdy będziemy rozpatrywać kwestię zwiększenia ilości obrotów. Obciążenia dynamiczne wzrastają w tych częściach z kwadratem ilości obrotów, i ciężar silnika musi odpowiednio wzrastać; tak więc w silniku gwiazdowym ciężar całkowity wzrośnie ze względu na ten wzrost obciążenia o jedną trzecią, podczas gdy w silniku rzędowym wzrost ten wyniesie tylko jedną czwartą. Przy założeniu, że obydwa silniki są zbudowane z tym samym współczynnikiem bezpieczeństwa, i że wzrost ilości obrotów nie powoduje przekroczenia krytycznej ilości obrotów, ciężar silnika gwiazdowego będzie szybciej wzrastał, niż ciężar silnika rzędowego.

Tablica II.

Porównanie ciężarów poszczególnych części 9-cio cylindrowego silnika gwiazdowego i 12-to cylindrowego silnika rzędowego odwróconego w kształcie litery V, chłodzonych powietrzem.

Zespoły części silnika.	Ciężary			
	Gwiazdowy		Szeregowy	
	procentowo	gr./KM.	procentowo	gr./KM.
1) Kartery	19,4	131,1	24,1	165,1
2) Wał z łożyskami i przeciwwagami . . .	10,5	70,8	7,7	52,6
3) Wał śmigła, reduktor, łożyska, nakrętki .	8,5	57,6	5,3	36,3
4) Korbowody, tłoki, pierścienie, sworznie tłokowe i korbow.	9,3	63,1	8,6	59,0
5) Zawory, sprężyny, telerzyki, dźwigienki, popychacze, zderzaki	1,4	44,5	5,3	36,3
6) Rurociąg ssący	6,6	9,5	1,9	12,7
7) Zespół rozrządczy, wałki rozrządu, kartery, napędy pionowe, przekładnie, przykrywki, filce, śruby dźwigienek, osłony popychaczy	2,5	16,8	9,0	61,7
8) Cylindry wraz z nakrętkami mocującymi . .	28,0	189,2	23,4	160,1
9) Napędy akcesorii, wirnik sprężarki, napęd sprężarki .	3,1	20,9	3,4	23,1
10) Pompy i filtry smaru	0,7	4,5	1,9	12,7
11) Urządzenia zapłonowe, włączając świece, iskrowniki, przewody, ekranowanie i rozdzielanie . . .	4,8	32,2	6,0	41,3
12) Różne wraz z gaźnikiem, osłonami, pompą paliwową oraz różne śruby i nakrętki . . .	5,2	35,8	3,4	24,0
Ogółem:	100,0	676,0	100,0	684,9



Rys. 10. Wykres mocy jednostkowych dla silników o różnych ilościach cylindrów.

Powracając znów do tablicy II, można zauważyć, że rurociąg ssący silnika rzędowego jest trochę cięższy, niż w silniku gwiazdowym, co było do przewidzenia, gdyż jest on bardziej skomplikowany ze względu na konieczność zapewnienia dobrego rozdziału mieszanki.

Wałki rozrządu, kartery rozrządu i napędy w silniku rzędowym są znacznie cięższe, niż zespół rozrządczy, przekładnie napędów itp., stosowane w silniku gwiazdowym. Na silniku rzędowym zastosowany jest wałek rozrządczy na głowicach, wymagający pionowych napędów oraz dużej ilości przekładni. Będzie jeszcze o tym mowa później.

Zespoły głowic i tulei cylindrowych wraz z zamocowaniami są znacznie lżejsze w silniku rzędowym. Fakt ten nie może pochodzić z większej ilości użebrowania na gwiazdowym silniku, gdyż cylinder ten posiada obecnie mniejszą powierzchnię żeber na jednostkę litrażu, niż silnik rzędowy. Różnica w ciężarach jednostkowych musi pochodzić przede wszystkim od różnicy w mocach jednostkowych, która wynosi około 38%. Obecnie ciężary poszczególnych cylindrów są w stosunku wykładniczym o wykładniku 2,3 do ich średnic, tak że obecnie możnaby zbudować silnik gwiazdowy o tym samym ciężarze na KM przy mocy jednostkowej o 25% mniejszej. Porównanie to wykazuje zupełnie jasno korzyści, jakie mogą być otrzymane w wyniku budowania silników o dużych mocach jednostkowych.

Fakt, że zespół napędów akcesorii w silniku gwiazdowym posiada mniej więcej ten sam ciężar, co w silniku rzędowym, jest wiele mówiący, ponieważ w silniku rzędowym napęd jest pobrany za pomocą długiego, elastycznego wałka z przodu silnika. Pompy smarowe są cięższe na silniku rzędowym, gdyż niezbędne są dwie pompy opróżniające, obydwie oddzielone od pompy tłoczącej.

Różnice między ciężarami urządzeń zapłonowych wskazują, że zwiększony ciężar świec, przewodów zapłonowych i ekranowania w silniku rzędowym z nadwyżką pokrywa oszczędność na ciężarze, jaką daje wyeliminowanie jednego z iskrowników, stosowanych w silniku gwiazdowym. Większy ciężar pozycji różnych w silniku gwiazdowym nie może być przypisany gaźnikowi, gdyż część ta na każdym z silników waży 0,018 kg na KM. Różnica ta jest spowodowana ciężarem owiewków i innych części, zaliczonych do tej grupy.

Na ogół więc analiza ciężarów wykazuje, że pomimo iż w silniku rzędowym części nieruchome są cięższe niż w gwiazdowym, to ciężary części ruchomych są odpowiednio mniejsze. Dalej analiza ta wykazuje, że zwiększając liczbę cylindrów oraz zmniejszając ich wymiary, można otrzymać mniejszy ciężar jednostkowy cylindra. Należy zauważyć, że łączne ciężary jednostkowe karterów i cylindrów są praktycznie takie same na obu silnikach.

Silnik w X czy silnik w H

Gdy mamy ustawić 16 lub 24 cylindry na silniku, na pierwszy rzut oka wydaje się bardziej korzystne ustawić je w kształcie litery X niż w kształcie litery H ze względu na możliwość użycia pojedyńszego wału wykorbionego. W ten sposób uniknęłoby się ciężaru drugiego wału wykorbionego oraz otrzymanoby mniejsze kartery. Jednakże przy zastosowaniu tego układu korbowody i układ wału wykorbionego stają się podobne do tych samych części, stosowanych na silnikach gwiazdowych z korbowodem głównym i korbowodami bocznymi Widzieliśmy, że tego rodzaju układ jest odpowiednio cięższy, a zatem ograniczony do stosunkowo niskich obrotów. Dla określonej mocy potrzebne więc będą większe cylindry dla układu w X i wątpliwe jest ponadto, czy kartery będą lżejsze, niż na silniku w kształcie litery H.

Z lekkimi wałami i korbowodami, możliwymi do zastosowania przy układzie H, będzie stosunkowo łatwe otrzymanie dużych ilości obrotów, oraz dużych mocy jednostkowych, jak to już było zaznaczone wyżej. Wymiary cylindrów i ich ciężary będą więc mniejsze, niż przy układzie w X, jak również ciężary tłoków i zaworów. Mechanizmy rozrządu i napędu akcesorii będą posiadały mniej więcej takie same ciężary w obydwu układach, tak więc w ogólności silnik o układzie w H będzie bezsprzecznie lżejszy.

Rozrząd

W tablicy II widzieliśmy, że wałki rozrządu z ich napędami i karterami mają ciężar wynoszący około 9% ciężaru całkowitego dla silnika rzędowego. Wielkość ta wygląda niekorzystnie w porównaniu z 2,5% ciężaru całkowitego silnika, tyle bowiem wynoszą ciężary odpowiednich części w silniku gwiazdowym. Można więc postawić pytanie, dlaczego w silniku

rzędowym jest zastosowany rozrząd, który jest zasadniczo tak ciężki.

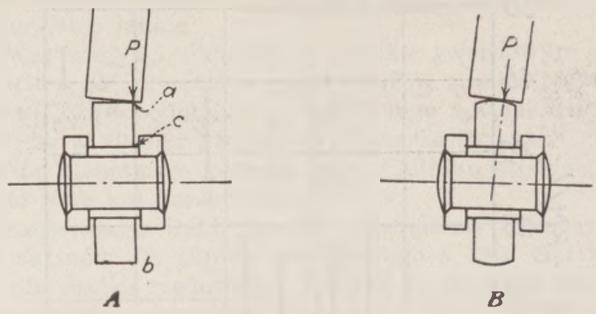
Jedna z głównych korzyści, którą zapewnia silnik rzędowy z wałkami rozrządczymi wzdłuż głowic, jest fakt, że obsługa jego jest znacznie ułatwiona. Luzy zaworowe nie wykazują poważniejszych zmian podczas długich okresów pracy silnika, tak że potrzeba częstych sprawdzań jest wyeliminowana. Przez zastosowanie smarowania pod ciśnieniem oraz rozbryzgiem, jak również z powodu braku tarcia ślizgowego między częściami, zużycie jest zredukowane do minimum. Jednakże nie na wszystkich silnikach rzędowych mają zastosowanie wałki rozrządcze wzdłuż głowic, a więc wydaje się pożądane wgłębić się obecnie bardziej w kwestie rozrządu.

Ze względu na swoje dobre wyważenie, z racji samego układu, silnik rzędowy jest przede wszystkim silnikiem dla dużej ilości obrotów. Im szybsze obroty, tym bieg jego jest spokojniejszy, dzięki czemu zmęczenie załogi i pasażerów jest coraz mniejsze w miarę wzrostu obrotów. Nie wydaje się korzystną praca tego rodzaju silników na obrotach niższych niż 3000 obr/min. dla bardzo dużych mocy. Przeciwnie, widać, że można zdobyć zdecydowane korzyści ze zwiększenia ilości obrotów ponad tę liczbę. Niektóre z tych korzyści były omowione podczas analizy ciężarów silnika. Jest więc logiczne, że tego rodzaju silnik musi mieć rozrząd dostosowany do pracy przy dużej ilości obrotów.

Tego rodzaju rozrząd powinien posiadać najmniejsze możliwie masy ruchome, gdyż ze wzrostem szybkości siły bezwładności wzrastają z kwadratem prędkości. Gdy ilości obrotów mieszczą się w granicach od 3000 do 4000 obr/min. fakt ten ma pierwszorzędne znaczenie. Wymiary sprężyn rosną szybko dla zrównoważenia zwiększonego obciążenia, a w miarę wzrostu wymiarów rosną również ich ciężary, powodując w ten sposób wtórny wzrost mas ruchomych. Przebieg ten zbliża się szybko do punktu granicznego, gdzie dalsze zwiększanie siły sprężyny będzie miało bardzo mały wpływ na szybkość podnoszenia zaworów. Z drugiej strony zmniejszenie ciężarów ruchomych o 45 gr pozwoli na zwiększenie szybkości podnoszenia zaworu conajmniej w stopniu, odpowiadającym 50 obr/min. Tak więc potrzeba zastosowania rozrządu o najmniejszych możliwie masach ruchomych jest zupełnie oczywista.

Prawdopodobnie najbardziej rozpowszechniony w silnikach lotniczych rodzaj rozrządu jest typ z popychaczami i dźwigienkami. Częściami ruchomymi takiego rozrządu są: zawór z talerzykiem, utrzymującym sprężyny, i sprężynami, dźwigienka zaworowa, popychacz oraz suwak z rolką. Z całości ciężarów ruchomych tych części około jednej trzeciej tworzą popychacz oraz suwak z rolką. W silniku, mającym szybkość wznoszenia zaworu, odpowiadającą 2500 obr/min., usunięcie tych dwóch części pozwoli na zwiększenie obrotów do 3000 obr/min. bez żadnych innych zmian. A więc rozwiązanie z wałkiem rozrządu na głowicach posiada wybitną zaletę dla silników o dużych ilościach obrotów, gdyż eliminuje popychacz i suwak z rolką.

Istnieją jednakże dwa zasadnicze rodzaje górnych rozrządów. W jednym z nich wałek rozrządu jest umieszczony bezpośrednio nad zaworami i kułaki



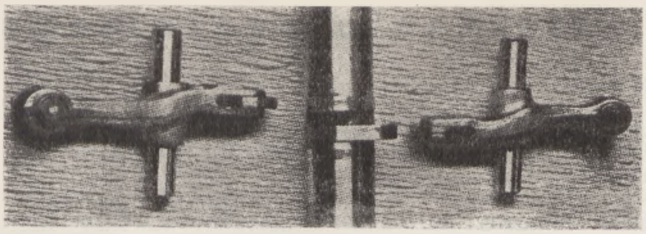
Rys. 11. Schemat obciążenia łożyska rolki dźwigienki rozrządu.
A — Przy użyciu rolki cylindrycznej.
B — Przy użyciu rolki baryłkowatej.

działają wprost na trzonki zaworów, podczas gdy w drugim rodzaju zawory są poruszane za pomocą dźwigienek, na które działają kułaki wałka rozrządu. Pomimo, że pierwszy z tych typów może być lżejszy dzięki wyeliminowaniu dźwigienek, nie wydaje się jednak tak dobrze przydatny dla pracy przy dużej ilości obrotów. Po pierwsze należy pokonać poważne trudności obróbkowe, aby można było osiągnąć po zmontowaniu równomierny docisk kułaków na całej ich szerokości. Do tego dochodzi fakt, że przy obrotach około 4000 obr/min. szybkość obwodowa kułaka względem zderzaka zaworu będzie rzędu 6,6 m/sek. Przy obciążeniu kułaka w granicach 90 do 136 kg, oraz przy istnieniu w najlepszym wypadku liniowego styku między kułakiem i zderzakiem, konstrukcja ta przedstawia bardzo poważne trudności smarowania. Oczywiście wytwórcy olejów mogliby tu pomóc, tworząc idealny olej, a wówczas nie istniałyby dalsze zastrzeżenia przeciw tego rodzaju rozrządowi.

Przy zastosowaniu wałka rozrządu z dźwigienkami na kułaku toczy się rolka, podczas gdy na zawór działa regulowany zapomocą śruby zderzak. Tutaj wyeliminowane jest tarcie ślizgowe między zaworem i kułakiem, lecz trudność zapewnienia równomiernego docisku między rolką i kułakiem na całej szerokości ich współpracy jest tak samo duża jak i w pierwszym wypadku. Pospolitym zjawiskiem były tutaj zacieranie się rolki oraz wybijanie kułaka.

Warunki zwykle istniejące ze względu na niezbędne tolerancje obróbkowe są pokazane na rys. 11 A w sposób przesadzony. Całe obciążenie *P* między kułakiem i rolką jest, jak widzimy, przeniesione do osi rolki wzdłuż linii „ab". To nam wskazuje, że mamy nadmiernie duże obciążenia łożyskowe w „c", co przerywa błonkę olejową i powoduje zatarcie rolki na osi.

Trudności z zacieraniem się rolek zostały całkowicie usunięte za pomocą bardzo prostego środka, mianowicie przez zrobienie rolek baryłkowatych. Wielkość promienia zaokrąglenia zależy od poszczególnych konstrukcji i tolerancji. Przeważnie promień od 50 do 100 mm wystarczy. Rys. 11 B pokazuje rozkład sił, osiągnięty przez zastosowanie takich rolek. Przy tego rodzaju konstrukcji linia działania siły *P* przechodzi przez punkt w pobliżu środka łożyska. Pożądane jest, aby linia działania siły *P* przechodziła przy wszelkich warunkach pracy przez środkową trzecią część długości łożyska. W przeciwnym razie



Rys. 12. Wałek kułaczkowy oraz baryłkowate rolki po 50-cio godzinnej pracy.

obciążenie nie jest rozłożone równomiernie na całej długości łożyska i wynikają nadmierne naciski.

Na rys. 12 mamy pokazany wałek kułaczkowy z parą rolek baryłkowatych po okresie pracy przeszło 50 godzin przy dużych ilościach obrotów. I kułaki i rolki wykazują doskonały stan powierzchni. Zwraca uwagę całkowity brak wszelkich rys lub wyżarć wytwarzanych przez krawędź rolki, oraz nie ma najmniejszego śladu skłonności do zatarcia się rolek. Tor rolki jest gładki i twardy oraz posiada szerokość około 3 mm. Można uczynić zarzut, że efektywna szerokość toru jest zmniejszona przez uformowanie baryłki, lecz jest to niesłuszne, gdyż rolka cylindryczna prawie nigdy nie opiera się równomiernie na całej swej szerokości na kułaku.

Ilość zaworów w cylindrze

Zagadnienie osiągnięcia dużej liczby obrotów przy silnikach rzędowych również wprowadza kwestię, jaka ilość zaworów powinna być użyta w cylindrze. Zastosowanie czterech zaworów zamiast dwóch zapewni nie tylko większe przekroje, a więc i zwiększoną sprawność wolumetryczną, lecz również i lżejsze zawory oraz mechanizmy rozrządu. Tak więc czterozaworowy cylinder pozwoli na zastosowanie większej ilości obrotów, niż dwuzaworowy.

Wstępne badania wykazują, że zadawalające szybkości gazów mogą być otrzymane w kanałach i w zaworze przy zastosowaniu dwuzaworowego cylindra conajmniej do 3500 obr/min. Powyżej tej ilości obrotów będzie musiała być zmniejszona wysokość nominalna w celu otrzymania żądanej mocy nominalnej za pomocą dodatkowego doładowania. Znaczniejsze obniżanie wysokości nominalnej nie jest dopuszczalne, tak więc, bez zagłębiania się w to zagadnienie, można stwierdzić, że istnieje górna granica obrotów w okolicach 4000 obr/min., powyżej której stosowanie dwuzaworowego cylindra będzie nieekonomiczne.

Istnieją pewne zastrzeżenia przeciw konstrukcji czterozaworowej, z których najważniejsze dotyczy zdolności chłodzenia. Otrzymanie dostatecznego użebrowania głowicy czterozaworowej jest bardzo trudne. Bardzo trudno jest ustrzec się od kieszeni martwego powietrza między kanałami, podczas gdy objętość powietrza chłodzącego, przepływającego nad głowicami, będzie mniejsza, niż dla głowic dwuzaworowych. Jeżeli wymiary cylindra nie są bardzo ograniczone, lub obroty nie są bardzo wybitnie powiększone, to warunki temperaturowe w cylindrze mogą uczynić konstrukcję czterozaworową całkowicie nieodpowiednią dla bardzo dużych mocy.

Smarowanie

Pod pewnymi względami smarowanie silnika o dużej ilości obrotów wydaje się być łatwiejszym zagadnieniem od smarowania silnika o małej ilości obrotów. Zużycie oleju jest trudniejsze do uregulowania i wydaje się, że smar lepiej przechodzi przez tłok i pierścienie tłokowe. Z drugiej strony błonka oleju na ściankach cylindrów, będąc łatwiejsza do utrzymania, tworzy lepsze smarowanie pierścieni i w ten sposób opóźni tworzenie osadów. Doświadczenie wskazuje, że przy użyciu odpowiedniej ilości dobrego oleju zaklejanie się pierścieni może być uniknięte w silnikach o dużych mocach i o dużych ilościach obrotów.

Różne czynniki składają się na osiągnięcie tych warunków smarowania, stwierdzonych w silnikach o dużej ilości obrotów. Po pierwsze temperatury nie są tak wysokie, jak w silniku o mniejszej ilości obrotów, a tej samej mocy. Tak więc olej na powierzchni cylindra nie jest tak silnie ogrzewany, jak w silniku o niskiej ilości obrotów, i możliwości zniszczenia jego własności smarnych przez ciepło są mniejsze. Następnie mniejsza ilość oleju jest zgarnięta ze ścianek, gdyż czas trwania suwu rozprężania jest krótszy a więc istnieje mniej czasu na przedostanie się ciśnienia za pierścienie.

Jeszcze jednym czynnikiem, przyczyniającym się do utrzymania odpowiedniej błonki oleju na ściance cylindra, jest kwestia bocznego nacisku tłoka. Morris P. Taylor wykazał, że wysokie naciski boczne tłoka powodują zrywanie błonki oleju i zwiększanie w ten sposób strat tarcia. P. Taylor wykazał następnie, że nacisk boczny jest przede wszystkim funkcją ciśnienia gazów i że wpływ sil bezwładności na ten nacisk jest znikomy. Boczny nacisk tłoka dla określonego silnika nie jest więc znacznie większy przy dużych ilościach obrotów, niż przy małych ilościach obrotów, dla tego samego średniego ciśnienia efektywnego. Przy dużych ilościach obrotów również istnieje mniej czasu dla przerwania błonki oleju.

Przyczynek do obliczenia usterzenia poziomego

Prof. J. Kleinwächter

Z oryginału p.t. „Beitrag zur Bemessung des Höhenleitwerks", Luftfahrtforschung Bd. 13 (1936), str. 138—139, przetłumaczył inż. S. Danielewicz.

Autor podaje wygodne wzory umożliwiające takie obliczenie usterzenia poziomego, by zarazem można było osiągnąć wymaganą stateczność statyczną i sterowność samolotu.

Oznaczenia:

F (m²) — powierzchnia nośna,
l (m) — średnia głębokość skrzydła,
G (kg) — ciężar w locie,
i_y (m) — promień bezwładności samolotu względem osi poprzecznej,
F_H (m²) — powierzchnia usterzenia poziomego,
F'_H (m²) — powierzchnia steru wysokości,
L_H (m) — odstęp środka ciężkości samolotu od środka parcia usterzenia poziomego,
r/l (—) — stosunek odległości środka ciężkości samolotu od krawędzi natarcia do średniej głębokości skrzydła,
v (m/s) — prędkość lotu,
q (kg/m²) — ciśnienie prędkości,
M_F, M_H, M_R (kg.m) — momenty uskrzydlenia, usterzenia i moment wypadkowy samolotu,
$c_{nH}(\alpha, \beta_H)$ — współczynnik siły pionowej usterzenia poziomego,
$c_a = c_y$, c_m — współczynniki aerodynamiczne uskrzydlenia,
α — kąt natarcia w radianach,
β_H — kąt wychylenia steru wysokości, w radianach,
$\lambda_H = \frac{b_H^2}{F_H}$ — wydłużenie usterzenia,
ω_s (∡°/s) — zmiana kąta nachylenia toru lotu w ciągu 1 sek., t. zw. „specyficzna zmiana kąta toru",
$c'_a = c'_y$; c'_m — pochodne względem α.

Przy projekcie samolotu i obliczeniu usterzenia poziomego na ogół obiera się drogę następującą:

Ze statystycznych danych, dotyczących wykonanych już samolotów o podobnych charakterystykach, oblicza się średnią wartość stosunku F_H/F i przeprowadza obliczenie stateczności z odpowiednio dobraną wartością F_H; rachunek ten ma głównie na celu udowodnienie, że spełniony jest warunek $\left(\frac{M_R}{q}\right)' > 0$. Przeważnie znajduje się przy tym wartości $F_H/F = 0{,}08 - 0{,}16$. Przy rachunku tym często się okazuje, że wywołany przez obraną powierzchnię F_H moment usterzenia nie wystarcza, lub też jest zbyt wielki. Wyłania się stąd konieczność kolejnego przeliczenia stateczności dla różnych wartości F_H aż do osiągnięcia ostatecznej powierzchni F_H.

Dla tego jest raczej wskazane zgóry obrać F_H tak, by warunki stateczności napewno były spełnione. W tym celu zważmy, że moment skrzydeł M_F daje się obliczyć na podstawie wzoru:

$$\left(\frac{M_F}{q}\right) \sim F \cdot l \cdot \left(c_m - \frac{r}{l} \cdot c_y\right).$$

jeśli założymy, że lot poziomy odbywa się na kącie natarcia normalnym, i że pomija się w rachunku nieznaczny wpływ wyniesienia środka ciężkości. Ponieważ $c'_m = \frac{1}{4} \cdot c'_y$, mamy zatem:

$$\left(\frac{M_F}{q}\right)' \sim F \cdot l \cdot c'_y \left(0{,}25 - \frac{r}{l}\right).$$

c'_y można wyznaczyć z biegunowej samolotu; przy normalnie stosowanych profilach i wydłużeniach wartość tej pochodnej przeważnie trzyma się granicy od 4 do 5. Jeśli nie uwzględnić działania spływu powietrza ze skrzydeł oraz pędu śmigła, wzbudzony przez F_H moment usterzenia $M_H = q \cdot F_H \cdot L_H \cdot c_{nH}(\alpha, \beta_H)$. Dla profilów symetrycznych zależność $c_{nH}(\alpha, \beta_H)$ może być ujęta przybliżonym wzorem teoretycznym, na którego wyprowadzenie tu nie ma jednak miejsca.

Dla $0{,}25 \leq \frac{F_R}{F_H} < 0{,}5$ mamy:

$$c_{nH}(\alpha, \beta_H) = \frac{\alpha - \left(\frac{F_R}{F_H} - 0{,}86\right) \cdot \beta_H}{0{,}2 + \frac{0{,}32}{\lambda_H}} \quad \ldots\ldots (1)$$

skąd:

$$\frac{\partial c_{nH}}{\partial \alpha} = c'_{nH} = \frac{\lambda}{0{,}2 + \frac{0{,}32}{\lambda_H}} \quad \ldots\ldots (2)$$

i:

$$\frac{\partial c_{nH}}{\partial \beta_H} = \frac{0{,}86 - \frac{F_R}{F_H}}{0{,}2 + \frac{0{,}32}{\lambda_H}} \quad \ldots\ldots (3)$$

W ten sposób powstaje zależność dla $\left(\frac{M_H}{q}\right)'$:

$$\left(\frac{M_H}{q}\right)' = \frac{F_H \cdot L_H}{0{,}2 + \frac{0{,}32}{\lambda_H}},$$

a więc dla $\left(\frac{M_R}{q}\right)'$:

$$\left(\frac{M_R}{q}\right)' = F \cdot l \cdot c'_y \left(0{,}25 - \frac{r}{l}\right) + \frac{F_H \cdot L_H}{0{,}2 + \frac{0{,}32}{\lambda_H}}$$

Praktycznie wartość $\left(\frac{M_R}{q}\right)'$ leży między 2 a 20 (m³), a mianowicie górna granica cechuje samoloty bardzo statecznie, dolna — przeważnie samoloty dynamicznie niestateczne. Wstawiając te graniczne wartości (na skutek oddziaływania na usterzenie wyznaczona doświadczalnie wartość dla $c^{*\prime}_{nH} \sim {}^1/_2\, c'_{nH}$, przy czym c^*_{nH} = współczynnik z uwzgl. oddziaływania spływu powietrza z skrzydeł od śmigła) dla $\left(\frac{M_R}{q}\right)'$ otrzymamy dla F_H wzór:

$$F_H = 2 \left[(2 - 20) + F \cdot l \cdot c'_y \left(\frac{r}{l} - 0,25 \right) \right] \cdot \frac{0,2 + \frac{0,32}{\lambda_H}}{L_H} \quad . \quad . \quad (4)$$

Jeśli F_H dobrać według wzoru 4, otrzymamy na razie z pewnością statyczną stateczność w stopniu wymaganym. Przez podane wyżej granice dla wartości $\left(\frac{M_R}{q}\right)'$ wartość F_H może się zmieniać w dość szerokim zakresie. Można jednakże w granicach tych dojść do prawie jednoznacznego wyznaczenia powierzchni usterzenia, jeśli uwzględnimy następującą okoliczność.

Okolicznością tą jest zagadnienie, któremu przy projekcie jak dotąd nie przypisywano żadnej wagi, mianowicie kwestia wyznaczenia odpowiedniej sprawności steru wysokości. Przy jej wyznaczeniu opierano się zapewnie wyłącznie na doświadczeniach z lotów próbnych. Żeby jednakże już uprzednio mieć o tym pewne pojęcie, należy wziąć pod uwagę równania różniczkowe lotu w płaszczyźnie pionowej. Jeśli równania te przekształcimy w równania różnicowe[1]), to możemy np. obliczyć, jakiej zmianie ulega w ciągu 1 sekundy kąt nachylenia trasy lotu, jeśli ster wysokości w ciągu sekundy zostanie wychylony o kąt $\beta_H = +1$. Tę w ten sposób określoną, „specyficzną zmianę kąta toru" oznaczmy przez ω_s [∡° s]. Będziemy jej używali jako miary sterowności. Jeśli przeprowadzimy obliczenie lotu przy zrównoważonym momencie podłużnym metodą gdzie indziej bliżej wyjaśnioną i pominiemy przy tym wszystkie małe wartości rzędu wyższego, to otrzymamy dla ω_s podany niżej wzór przybliżony. Nawiasem mówiąc, we wzorze tym występują różne wymiary po lewej i prawej stronie, a to wskutek wspomnianego wyżej pominięcia niektórych małych wartości.

$$\omega_s \sim \frac{v^2 \cdot \frac{\partial m}{\partial \beta_H}}{n \cdot v + 0,1 \cdot G \cdot i_y^2 + (n \cdot v + m' v^2 + 0,1\, G \cdot i_y^2) \frac{0,1 \cdot G \cdot (v^2 + 200)}{F \cdot q \cdot c'_y \cdot v}} \quad (5)$$

Występujące we wzorze (5) współczynniki wyznaczamy ze wzorów:

$$m' = \frac{\rho}{2} \cdot \left(\frac{M_R}{q}\right)'; \quad \frac{\partial m}{\partial \beta_H} = \frac{\rho}{2} \cdot F_H \cdot L_H \frac{\partial c_{nH}}{\partial \beta_H};$$

$$n = \frac{\rho}{2} \cdot F_H \cdot L_H^2 \cdot c'_{nH} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

Wartości $\frac{\partial c_{nH}}{\partial \beta_H}$ i c'_{nH} znajdujemy z wykresu funkcji c_{nH}, otrzymanego empirycznie z doświadczeń tunelowych. Jeśli doświadczeń takich nie przeprowadzono, trzeba posiłkować się podanymi wyżej wzorami przybliżonymi.

Dla samolotów o stosunkowo dużej bezwładności ω_s leży między 1 i 1,5; dla samolotów o sterowności normalnej — między 1,5 a 2,0, a dla samolotów bardzo zwrotnych — ponad 2 [∡°, s].

[1]) Kleinwachter. Die numerische Behandlung der gesteuerten Langsbewegung. Luftf.-Forschung, Bd. 13 (1936) S. 133. Tłomaczenie na polski zamieszczone w poprzednim numerze str. 17—23.

W żadnym wypadku nie należy zejść niżej 1,0, chyba, że konstruktorowi zależy na jaknajwiększej stateczności samolotu. Jeśli ω_s samolotu jest mniejsze od 2, wówczas oznacza to, że samolotem takim tylko z trudnością można będzie wykonać akrobacje w płaszczyźnie pionowej.

Ważne okazuje się stwierdzenie, jakie należy zastosować środki, by samolot o zbyt małym ω_s przerobić na samolot o lepszej sterowności. W tym celu uprościmy równanie (5) w sposób następujący: iloraz w trzecim wyrazie manownika leży na ogół pomiędzy 0,3 a 0,5 tak, iż można jako średnią jego wartość przyjąć 0,4. Poza tym $i_y \sim 0,2\, L_H$. Na podstawie podanych wyżej zależności i uproszczeń otrzymamy dla lotu przy ziemi wzór przybliżony:

$$\omega_s \sim \frac{F_H \cdot L_H \cdot v^2 \cdot \frac{0,86 - \frac{F_R}{F_H}}{0,2 + \frac{0,32}{\lambda_H}}}{1,4 \frac{F_H \cdot L_H^2 \cdot v}{0,2 + \frac{0,32}{\lambda_H}} + 0,4\, v^2 \left[4\, F \cdot l \cdot \left(0,24 - \frac{r}{l}\right) + \frac{F_H \cdot L_H}{0,2 + \frac{0,32}{\lambda_H}} \right] + 0,09 \cdot G \cdot L_H^2} \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

Wynika stąd, że przy stałych wartościach v i G oraz niezmienionych wymiarach skrzydeł można zwiększyć ω_s przez odpowiednie powiększenie wartości dla r/l oraz zmniejszenie wartości F_H, $\frac{F_R}{F_H}$ i L_H; zwraca przytym uwagę fakt, że wyraz w nawiasach graniastych mianownika jest właśnie wzorem dla $\left(\frac{M_R}{q}\right)'$.

ω_s obliczony dokładnie według równania (5).

Najlepiej zapoznać się z zależnościami według równania (7) na przykładzie.

Zakładamy, że $G = 1000$ kg, $F = 20$ m², $l = 1,5$ m, $\frac{r}{l} = 0,33$, $L_H = 3,5$ m i $v = 50$ m/s. Równanie (4) daje wówczas graniczne wartości dla F_H : 1,2 — 3,0 m², a więc od 6 do 15% płaszczyzny skrzydeł. Na podstawie tychże danych otrzymamy dla ω_s następujące wartości:

F_H	λ_H	$\left(\frac{M_R}{q}\right)'$	ω_s	F_R/F_H
3,0	2	19,6	1,3	0,40
			1,5	0,33
			1,7	0,25
	3	24,2	1,2	0,40
			1,4	0,33
			1,6	0,25
	4	28,1	1,2	0,40
			1,4	0,33
			1,6	0,25
2,5	2	14,7	1,3	0,40
			1,5	0,33
			1,7	0,25
	3	18,6	1,3	0,40
			1,5	0,33
			1,7	0,25
	4	21,6	1,3	0,40
			1,5	0,33
			1,7	0,25

F_H	λ_H	$\left(\frac{M_R}{q}\right)'$	ω_s	F_R/F_H
2,0	2	10,0	1,4	0,40
			1,6	0,33
			1,9	0,25
	3	13,0	1,4	0,40
			1,6	0,33
			1,8	0,25
	4	15,4	1,3	0,40
			1,5	0,33
			1,7	0,25
1,5	2	5,0	1,8	0,40
			2,0	0,33
			2,5	0,25
	3	7,4	1,6	0,40
			1,8	0,33
			2,1	0,25
	4	9,2	1,5	1,40
			1,7	0,33
			2,0	0,25

Wynika stąd tak, jak można było przewidzieć, że dużym wartościom ω_s odpowiadają małe wartości $\left(\frac{M_R}{q}\right)'$ i że te ostatnie głównie spowodowane są przez małe wartości F_H. Zależność od λ_H jest mniej ważna, niż zależność od F_R/F. Zato ω_s w bardzo znacznym stopniu zależy od ilorazu r/l. W powyższym przykładzie nieznaczne tylko powiększenie r/l o 2% a więc o $\frac{\Delta r}{l} = 0{,}02$ wywołuje przy założonych

$$F_H = 3{,}0 - 2{,}5 - 2{,}0 - 1{,}5\ m^2$$

powiększenie ω_s odpowiednio o mniej więcej

10 — 15 — 20 — 30%.

Przegląd czasopism technicznych

Aerodynamika

Badania w tunelu modeli z umieszczonymi na skrzydłach klapami hamującymi. D. Fuchs. Sprawozdanie zakładów lotniczych Ernst Heinkel w Rostock. Praktyka wykazała, że zbyt wielkie prędkości nurkowania samolotu mogą być skutecznie zmniejszane przez wysunięcie podczas lotu t. zw. klap hamujących. Klapy te wykazują jednak także szereg niepożądanych właściwości, a więc powodują zmianę kierunku wyporu zerowego, zmianę momentu w locie nurkowym i stwarzają bardzo mocno objawiające się t. zw. „martwe pole opływu". Na podstawie doświadczeń tunelowych autor wykazuje następujące zależności:

1. Sprawność hamowania zależy w znacznym stopniu od miejsca, w jakim znajduje się klapa na profilu; klapy na przodzie skrzydła powodują znacznie energiczniejsze hamowanie; przy Cy = 0 nie odgrywa prawie żadnej roli, czy klapy są umieszczone na skrzydle czy pod. Przy umieszczeniu klap na spodzie skrzydła i przy rosnącym Cy następuje bardzo znaczne osłabienie działania hamującego. Położenie na rozpiętości skrzydła oraz wydłużenie klapy tylko w nieznacznym stopniu wpływają na skuteczność hamującą klap. Długość klapy obiera się zwykle tak, by t. zw. „martwe pole opływu" sięgało tylko lotki.

2. Zmiana kierunku wyporu zerowego. Umieszczenie klap na górze skrzydła powoduje dodatnie (niepożądane), umieszczenie zaś na dole skrzydła — ujemne (pożądane) odchylenie kierunku zerowego. Odchylenie to jest tym mniejsze, im większe jest wydłużenie klapy oraz im klapa bliżej leży kadłuba samolotu.

3. Zmiana momentów w locie nurkowym. Klapę najracjonalniej umieścić w odległości od krawędzi natarcia wynoszącej nie więcej niż 30% głębokości skrzydła, a to dla tego, że umieszczenie klap blisko krawędzi spływu powoduje dodatkowy moment pochylający przód samolotu wdół. Klapy na górze skrzydła powodują moment przodem wdół, a klapy pod spodem skrzydła — moment ogonem wdół. Absolutna wielkość zmian momentu jest tym mniejsza, im większe jest wydłużenie klapy i im bliżej kadłuba ją umieszczono. Ponieważ ze względów konstrukcyjnych wskazane jest umieszczenie klap w pobliżu dźwigara, autor zaleca stosowanie tych klap na przodzie i pod spodem skrzydła, gdyż w tym wypadku przyrost momentu przeciwdziała momentowi lotu przodem wdół, powoduje bowiem obniżenie się ogona samolotu. Zjawisko to tłomaczy się tym, że za klapą wytwarza się podciśnienie.

4. Działanie tak zwanych martwych pól opływu zostaje skutecznie osłabione przez zastosowanie szczelin między skrzydłem a klapą hamującą; szczeliny te bynajmniej nie wpływają na osłabienie działania hamującego klap. Luftfahrtforschung, 20.1. 1938, str. 19 — 27, rys. 13.

Śmigła

Praktyczne obliczanie osiągów śmigła. F. M. Thomas, F. W. Caldwell i T. B. Rhines. Artykuł jest zestawieniem wszystkich niemal amerykańskich i angielskich danych doświadczalnych, dotyczących śmigieł. Wyniki, oparte głównie na pomiarach w dużej skali z poprawkami wynikłymi z pomiarów w locie, są posegregowane na podstawach teoretycznych. Liczne wykresy przedstawiają wpływ danych konstrukcyjnych i warunków pracy śmigła na moc, ciąg, wydajność i t. d. Na przykładach pokazano sposób zastosowania tych danych do praktycznych obliczeń, np. do doboru śmigła do różnych warunków lotu. Metoda przedstawiona przez autorów jest stosowana od kilku lat z powodzeniem w wytwórniach lotniczych w Anglii i Ameryce. Przewidziano w niej miejsce na uzupełnienia wynikami późniejszych doświadczeń. Omawiana praca będzie prawdopodobnie na długie lata podstawą obliczeń śmigieł lotniczych. Pracę uzupełnia obszerna dyskusja, przeprowadzona na zebraniu w Royal Aeronautical Society. The Journal of the Royal Aeronautical Society, January 1938, str. 5—86, 34 rys.

Metaloznawstwo

Lutowanie srebrem. Lutowanie srebrem ma obecnie szerokie zastosowanie w przemyśle lotniczym, samochodowym, elektrycznym i t. p. dzięki swej własności znacznie silniejszego łączenia części w porównaniu z miękkimi łatwotopliwymi lutami cynowymi. Tym sposobem można lutować oprócz stopów kolorowych także stale zwykłe i nierdzewne (przy niezbyt dużej grubości) z metalami kolorowymi. Wytrzymałość spoiny częstokroć jest równa wytrzymałości samego przedmiotu lutowanego. Spoina również odznacza się ciągliwością, odpornością na uderzenia, wibracje, przeginanie i odpornością na korozję i nawet w temperaturach nieco wyższych.

Istnieje wiele stopów srebrnych do lutowania o różnych temperaturach topliwości (680—880° C) zależnie od składu chemicznego. Najczęściej używany jest stop o zawartości 40—50% srebra, reszta miedź i cynk w ilościach zależnych od żądanej temperatury topliwości (najniższa temperatura stosowana przy równej ilości cynku i miedzi). Inny stop o zawartości 72% srebra i 28% miedzi ma temperaturę topliwości 790° C. Dodatek cyny obniża temperaturę topliwości stopów srebrnych, ale czyni je bardziej kruchymi. Nikiel utwardza stop i podwyższa temperaturę topienia. Ołów i żelazo nawet w małych ilościach utrudniają lutowanie.

Dla zwiększenia przyczepności i zdolności do lutowania srebrem, należy chronić metal przed utlenianiem przy pomocy proszków. Najodpowiedniejszym proszkiem jest boraks. Ponieważ przemysłowy boraks zawiera około 47% wody krystalicznej, która przy ogrzewaniu powoduje burzenie się proszku, lepiej używać go w stanie przetopionym. Woda krystaliczna przy tym wyparowuje. Niezależnie od tego można dodawać wodę, jeżeli produkuje się specjalne pasty boraksowe z przetopionego boraksu. Chociaż boraks może być stosowany w różnych postaciach, najwięcej używa się w następujących formach:

1) rozpuszczony boraks w gorącej wodzie do stanu nasycenia. Stosuje się w stanie gorącym, pokrywając cienką powłoką miejsce lutowane;

2) zmieszany sproszkowany boraks w czystej wodzie w stanie gęstej pasty;

3) zmieszany stopiony boraks z alkoholem.

Pasty takie mogą zawierać jeszcze kwas borny, kwas fosforowy lub różne inne chemikalia. Do lutowania stali nierdzewnych lub stopów, zawierających chrom stosuje się specjalne pasty, złożone z równych części boraksu i kwasu bornego w nasyconym roztworze chlorku cynku.

Do lutowania należy miejsce lutowane po oczyszczeniu przegrzać nieco wyżej temperatury topienia lutu. Lutować można palnikiem acetyleno - tlenowym. Do delikatnych robót można używać palnika tlenowo- lub powietrzno - gazowego.

Gdy połączenie jest gotowe, dobrze jest przedmiot spawany zanurzyć do wody, o ile wielkość na to pozwala. Szybkie studzenie ułatwia odpryśnięcie obtopienia proszku, który oblepia się naokoło spoiny i przy wolnym studzeniu tworzy twardą masę szklistą, trudną do usunięcia

nawet pilnikiem. Mały dodatek kwasu siarkowego do wody studzącej sprzyja usunięciu tej szklistej powłoki. The Machinist, 8. 1. 1938, str. 661 E.

Stopy łożyskowe kadmowo - srebrowo - miedziowe. W celu znalezienia odpowiedniego stopu na panewki łożyskowe C. F. Smart przeprowadził badania nad stopami potrójnymi Cd-Ag-Cu. Do badań kadm topiono w tyglu żelaznym pod osłoną z chlorku cynku dla ochrony przed utlenianiem. Srebro i miedź dodawano po stopieniu się kadmu w temperaturze nie większej od 450° C. Odlewanie przeprowadzono w temperaturze 400 — 430°C. Twardość była mierzona kulką 10 mm przy obciążeniu 500 kg. Próby przeginania na gorąco wykonywano w temperaturze 205°C. Wykonano szereg układów stopów podwójnych omawianych metali oraz mikrofotografie. Otrzymano następujące wyniki.

Czysty kadm stopiony wykazał twardość 23 — 24 HB Po przegięciu o 180° nie było pęknięć ani na zimno, ani na gorąco. Wytrzymałość na rozerwanie wynosiła Rr = 9,5 kg/mm², wydłużenie — 44%, mierzone na 3-calowej próbce. Dodatek srebra w ilości 2½% podnosi twardość do 36 HB po tym twardość niewiele wzrasta. Srebro do 6% tworzy roztwór stały z kadmem. Wyżarzanie 6 godz. w temp. 300°C powoduje tylko homogenizację stopu. Stop kadmu z miedzią tworzy roztwór stały do zawartości 0.125% Cu w stanie odlanym. Powyżej tej ilości istnieje roztwór stały i związek chemiczny $CuCd_3$. Eutektyka jest przy zawartości 1,2% Cu. Eutektyka ta jest albo bardzo drobna, albo gruba, zależnie od szybkości studzenia. Twardość w stanie odlanym wzrasta szybko do zawartości 0,125% Cu, gdzie HB = 34,5 i wolniej do zawartości eutektycznej, gdzie HB wynosi 44,2. Ciągliwość jest dobra do zawartości 0,5% Cu, spada powyżej tej zawartości. Wyżarzanie powoduje koagulowanie eutektyki i wzrost ziarn oraz kompletne strącenie związku $CuCd_3$, który po szybkim studzeniu był w stanie roztworu stałego. Strącanie następuje przy wyżarzaniu w temp. 100°C i powoduje spadek twardości o 8 — 10 HB przy zawartości 0,125% Cu. Przy tym jednak wzrasta ciągliwość.

Roztwór stały kadm-srebro jest utwardzony przez dodatek miedzi, będącej w roztworze stałym przy szybkim studzeniu i przez eutektykę Cd — $CuCd_3$. Twardość jest większa od poprzednich stopów przy dobrej ciągliwości. Wyżarzanie powoduje zmiękczenie i wzrost ciągliwości z powodu strącania związku chemicznego. To strącanie jest jednak hamowane obecnością srebra. Twardość po odlaniu przy obecności max. nasycenia roztworu srebrem i miedzią (2,5% Ag i 0,125% Cu) wynosi 42 HB. Większa zawartość miedzi powoduje utwardzanie i spadek ciągliwości oraz obecność eutektyki w strukturze. Większa zawartość srebra powoduje nieznaczny wzrost twardości i wtórny roztwór stały Cd-Ag. Wyżarzanie nie daje rezultatu przy roztworze srebra w ilości większej od 2,5%. Najlepszy stop ze względu na własności fizyczne i zmęczeniowe został wysortowany o składzie: Ag — 2.25%, Cu — 0,25% — reszta kadm. Warunki topienia i odlewania są nieco skomplikowane z powodu konieczności stosowania powłoki ochronnej dla zmniejszenia utlenienia. Stop powyższy topi się w temperaturze 322°C i jest dostatecznie płynny do odlewania odśrodkowego, lub do form w temp. 400°C. Chlorek cynku (temp. topienia 260°C) stwarza dobrą ochronę przed utlenianiem. Hume Rothery i Ravell polecają jako środek ochronny: 896 cz. bezwodnego chlorku magnezu, 320 cz. chlorku potasu, 40 cz. chlorku wapna i 60 cz. chlorku sodu.

Warunki przylegania metalu do stali są łatwe do stworzenia: stal musi być dobrze odtłuszczona, po tym zanurzona do roztworu chlorku cynku i kwasu solnego w wodzie; czas i temperatura takie, jakie stosuje się dla dobrego cynowania. Odlewać należy bezpośrednio po przygotowaniu.

Wykonane próby ciężkiej pracy na silniku panewek ze stopu Cd-Ag-Cu wykazały 3 razy większą trwałość w porównaniu z panewką z białego metalu. Stop kadmowy jest jednak czuły na działanie korozyjne kwasów organicznych, znajdujących się w smarze. Trans. of Amer. Society for Metals, 1937 Nr. 2, str. 571.

Wytrzymałość

Wpływ nacięć i otworów na wytrzymałość tworzyw przy obciążeniu statycznym. K. Matthaes. Autor daje zwięzłe zestawienie wpływów nacięć i nagłych zmian przekroju na obniżenie wytrzymałości tworzyw przy obciążeniu statycznym na podstawie doświadczeń zakładów lotniczych Heinkla oraz DVL-u i innych. W pierwszej części artykułu omówiono ogólnie wpływ nacięć przy różnych rodzajach obciążenia. Wykazano, że przy rozciąganiu stali o okrągłym lub pełnym przekroju zawsze następuje powiększenie wytrzymałości, zwłaszcza tam, gdzie nacięcie nie sięga wgłąb tworzywa. W tym wypadku metale lekkie również nie wykazują zmniejszenia wytrzymałości. Jeśli natomiast otwór przechodzi przez tworzywo w pobliżu rdzenia, stal wykazuje coprawda nieznaczny spadek wytrzymałości, ale zato metale lekkie ulegają znacznemu zmniejszeniu wytrzymałości. Ponieważ jednak przy niskich temperaturach wpływ nacięć jest znacznie większy, należy w tym wypadku także przy stali liczyć się z większym osłabieniem wytrzymałości.

W wypadku zginania nacięcia powodują we wszystkich metalach znaczne obniżenie wytrzymałości (średnio o około 30%), spotęgowane jeszcze więcej w stali przy niskich temperaturach. Szczególnie niebezpieczny okazuje się wpływ nacięć tam, gdzie do naprężeń rozciągających dochodzą dodatkowe naprężenia gnące, powstające np. przy niedokładnych pasowaniach lub tolerancjach; tak np. przy połączeniach śrubowych zastosowanie wadliwych pasowań lub tolerancji podkładek powoduje obniżenie wytrzymałości sworznia do ⅕ normalnej wytrzymałości. Podkreśla to konieczność stosowania ścisłej kontroli przy odbiorze takich sworzni.

Przy skręcaniu i ściskaniu nacięcie w żadnym z badanych metali nie wywołało zmniejszenia wytrzymałości.

W drugiej części pracy autor uwzględnia specjalne potrzeby lotnictwa i bada wpływ nacięcia w cienkich blachach. Zależnie od stosunku średnicy przebitego otworu do szerokości paska blachy zauważono osłabienie wytrzymałości o 10% i mniej. Przy tym samym stosunku średnicy do szerokości wpływ jest tym większy, im większa średnica otworu. Przy bardzo małych otworach wpływ znikomy. Wyjątek stanowi stal, która nie traciła na wytrzymałości. Luftfahrtforschung, 20.1. 1938, str. 28 — 40, rys. 34.

Kronika Związku Polskich Inżynierów Lotniczych

NOWOPRZYJĘCI CZŁONKOWIE

Kpt. Brejnak Stanisław, Warszawa.
Czarnocki Witold, Warszawa.
Czerwiński Wacław, Biała Podlaska.
Danielewicz Stefan, Warszawa.
Krukowski Stefan, Warszawa.
Makowski Mieczysław, Warszawa.
Malinowski Henryk Kazimierz, Warszawa
Kpt. Pankratz Wilhelm, Warszawa.
Ppłk. Rudnicki Franciszek, Warszawa.
Kpt. Skulski Stefan, Warszawa.
Troszkiewicz Zygmunt Antoni, Warszawa.
Zawadzki Stefan, Warszawa.
Zbrożek Jerzy Kazimierz, Warszawa.

ZEBRANIA ODCZYTOWE

Paliwa lotnicze pochodzenia węglowego wygłosił dnia 14 stycznia 1938 r. inż. Wacław Bóbr.

Dążenie do usamodzielniania się w dziedzinie gospodarczej doprowadziło do powstania w wielu krajach, nie posiadających własnej ropy, przemysłu upłynniania węgla. Produkcja materiałów pędnych na tej drodze ma również wielkie znaczenie podczas wojny, której prowadzenie staje się możliwe bez importu przetworów ropnych. Szybki rozwój tego przemysłu wyraża się zdolnością przetwórczą istniejących zakładów, przekraczającą obecnie 2 miliony ton rocznie. Produkcja ich zaspakaja obecnie około 1.5% światowej produkcji paliw płynnych. Ze względu na znaczenie lotnictwa ciekawe jest zdanie sobie sprawy, w ja-

kiej mierze wytwarzane na drodze upłynnienia węgla produkty nadają się do napędu tej kategorii silników.

Celem dania odpowiedzi na powyższe pytanie prelegent rozpatruje własności, jakim powinna odpowiadać benzyna lotnicza; są nimi: stałość chemiczna, odpowiednia lotność i wysoka odporność na detonację. Własności te, zwłaszcza pierwsza i trzecia zależą w silnym stopniu od składu chemicznego benzyny. Prelegent wykazuje na podstawie tablic, że benzyny o wysokiej liczbie oktanowej zawierają z reguły wysoką zawartość węglowodorów aromatycznych i naftenowych. Niepożądane są w benzynie węglowodory olefinowe, ze względu na niedostateczną stałość chemiczną i tworzenie wskutek tego gum w silniku. Dużym postępem było rozwiązanie przed niedawnym czasem produkcji benzyn przez polimeryzację gazów i opracowanie produkcji izooktanu i eteru izopropylowego.

Produkcja paliw płynnych z węgla jest możliwa na następujących drogach:

a) wytlewanie węgla przy niskich i średnich temperaturach,

b) hydrogenacja (uwodornianie) katalityczna węgla,

c) synteza płynnych węglowodorów z gazu wodnego.

Otrzymana na drodze wytlewania węgla (t. zn. suchej destylacji bez dopływu powietrza przy temperaturzach znacznie niższych od stosowanych przy koksowaniu węgla) benzyna posiada skłonność do wytwarzania gum i wykazuje nadmiar węglowodorów aromatycznych. Produkcja jej istnieje w Niemczech, Japonii i Anglii, przy czym ta ostatnia stosuje ją również w lotnictwie, jednak na bardzo małą skalę.

Hydrogenacja węgla polega na traktowaniu go wodorem przy wysokich temperaturach (ok. 500°) i ciśnieniach (200 do 300 atm.). Potrzebna jest do tego celu bardzo ciężka i droga aparatura. Wartość tej benzyny dla lotnictwa jest również niewielka, co prelegent wykazuje na podstawie właściwości benzyny, wytworzonej w Billingham (Anglia). Metoda ta znalazła zastosowanie przede wszystkim w Niemczech i Anglii, a poza tym we Francji i Japonii, gdzie opracowano własne metody, oparte na tej zasadzie. Hydrogenacja również nie rozwiązuje zagadnienia paliw lotniczych o liczbie oktanowej 100.

Syntezę gazu wodnego na benzynę i inne węglowodory opracowali Niemcy Fischer i Tropsch, opierając się na gazie wodnym, uzupełnionym dodatkową ilością wodoru dla otrzymania lepszej wydajności. Synteza odbywa się przy normalnym ciśnieniu i stosunkowo niskich temperaturach, co jest zaletą metody. Benzyny tej kategorii są stałe chemicznie, posiadają jednak bardzo niskie liczby oktanowe (ok. 50), wskutek czego dla lotnictwa się nie nadają. Liczbę oktanową można podwyższyć przez dodawanie paliw, które mogą być otrzymane na drodze polimeryzacji gazów, stanowiących uboczny produkt syntezy. Takie paliwo nadawałoby się dla lotnictwa.

Zbliżona do metody Fischerowskiej jest metoda opracowana w Anglii przez Robinsona i Bindley'a, przy której do syntezy brany jest gaz wodny bez dodatkowego wodoru. Otrzymane według niej benzyny mają liczby oktanowe nieco wyższe (ok. 60).

Reasumując, prelegent stwierdził, że opisane metody mają wspólną cechę wysokiego kosztu i niedostatecznej dla potrzeb lotnictwa jakości otrzymanych według nich benzyn. Sprawę wysokich kosztów najlepiej oświetla sprawozdanie, opracowane przez komisję, która badała zagadnienie benzyn syntetycznych na zlecenie rządu Australii. Ze sprawozdania wynika, że koszt własny benzyny syntetycznej wypadłby trzykrotnie wyższy, aniżeli koszt importowanej benzyny z ropy naftowej. W związku z tym uruchomienie produkcji benzyny syntetycznej uznano z gospodarczego punktu widzenia za nieuzasadnione. Jedynym usprawiedliwieniem budowy fabryki takiej benzyny byłaby konieczność odpowiedniego przygotowania się do wojny.

Dyskusję rozpoczął *inż. Tuszyński*, stwierdzając, że zagadnienie produkcji benzyny syntetycznej, zwykle oświetlane ze strony ilościowej, dziś zostało przedstawione pod względem jakości otrzymywanych według tej metody paliw. Niewątpliwie interesujące wyniki pod względem jakości paliw lotniczych syntetycznych otrzymali Niemcy, o czym świadczy obserwowane ostatnio u nich zainteresowanie silnikami benzynowymi kosztem Diesli. Wniosek prelegenta o niskiej jakości benzyn sytetycznych i ich wysokiej cenie opiera się na porównaniu ich z paliwami zagranicznymi, jeśli zatem wziąć pod uwagę, że polskie benzyny lotnicze są gorsze i droższe od zagranicznych, to porównanie w naszych warunkach benzyn syntetycznych z otrzymanymi z ropy wypadłoby dla tych pierwszych znacznie korzystniej. Zajęcie się tą sprawą ma u nas wielkie znaczenie ze względu na wyczerpywanie się ropy naftowej. Mimo obietnic geologów, pozwalających spodziewać się odkrycia nowych zapasów ropy, należy pracować również nad zagadnieniem otrzymywania paliw syntetycznych, gdyż droga ta wydaje się znacznie pewniejsza. Ze względu na wysokie koszty związanych z tym prac i konieczność daleko idącej koordynacji zmierzających w tym kierunku wysiłków zagadnienie to może być rozwiązane tylko przez państwo. Ma ono wielkie znaczenie z wojskowego punktu widzenia.

Inż. Wilk zwraca uwagę, że w Polsce jest wytwarzana wielka ilość gazoliny, zawierającej dużą zawartość propanu i butanu, które stanowią cenny surowiec dla otrzymywania paliw o wysokiej liczbie oktanowej. Borysław skupia 70% polskiej produkcji gazoliny; celem wykorzystania tej ilości dla produkcji wysokooktanowych paliw lotniczych mówca proponuje zbudowanie centralnej wytwórni wysokooktanowych paliw, która otrzymywałaby surowiec z wszystkich gazoliniarni borysławskich. Do produkcji nowoczesnych paliw lotniczych powinny być również użyte marnujące się dziś w znacznej części t. zw. dzikie gazy, stanowiące produkt uboczny przy fabrykacji gazoliny. Do produkcji paliw lotniczych należałoby również wyzyskać gazy z Daszawy; wydzielone z nich propan i pentan mogłyby być dostarczane do zakładu przeróbczego w Borysławiu. Podobne zakłady przeróbcze, oparte na produktach, otrzymywanych z gazoliny, powinny być zdaniem mówcy zbudowane w okręgu jasielskim (gazy z Jasła i Roztok) i stanisławowskim.

Dyr. Milewski broni spirytusu, uznanego przez prelegenta za paliwo niższej jakości. Spirytus pozwala na pracę silnika przy wysokim stopniu sprężania i jest szeroko stosowany.

Inż. Szydłowski uważa, iż zdobycie sumy, potrzebnej na wybudowanie wytwórni benzyny syntetycznej jest w naszych warunkach najzupełniej nierealne, jeśli niemożliwe jest nawet zdobycie wielokrotnie niższych kwot na cele badawcze, związane z poszukiwaniem nowych źródeł ropy. Podkreślona przez inż. Tuszyńskiego drożyzna benzyny polskiej wiąże się z wysokim obciążeniem podatkami. Kopalnictwo naftowe nie jest grą na loterii, wymaga jednak planowych badań, których koszt wyniósłby w naszych warunkach przynajmniej 10 do 15 milionów rocznie. Zajmowanie się benzyną syntetyczną uważa w naszych warunkach za niewskazane.

Inż. Tuszyński wyjaśnia, że wypowiedziane przez niego poprzednio zdanie o wysokiej cenie benzyny w kraju pozostaje aktualne nawet przy wzięciu pod uwagę wysokiego obciążenia podatkowego, czyli że benzyna jest w Polsce w każdym razie droższa, niż za granicą. Uważa, że nawet przy 95-procentowej pewności, że ropa zostanie w Polsce znaleziona, pozostaje 5% niepewności, których w naszych warunkach ryzykować nie wolno i dlatego w miarę posiadanych środków finansowych powinny być prowadzone prace nad zagadnieniem paliw syntetycznych, tak by ewetualne negatywne wyjaśnienie sprawy znalezienia nowych zasobów ropy zastało Polskę przygotowaną do produkcji paliw syntetycznych.

Prelegent dodaje, że według uzyskanych przez niego informacji niemieckie wysokooktanowe paliwa lotnicze zawierają składniki, otrzymane z gazów, stanowiących produkt syntezy Fischerowskiej. Przeciętnie (przy uwzględnieniu deficytowego eksportu) polski przemysł naftowy otrzymuje za benzynę 23 gr. za litr, to znaczy rozpiętość między tą ceną a ceną benzyny syntetycznej wyniosłaby 2:3 a nie 1:3 jak za granicą. Uruchomienie produkcji benzyny syntetycznej wymaga dużych zapomóg — w Anglii wyniosły one 70 milionów złotych. Zdaniem geologów ropa u nas jest, trzeba ją tylko znaleść. Przeciw upłynnianiu węgla przemawia w naszych warunkach niekorzystne nadgraniczne położenie kopalni. Znacznie korzystniej byłoby oprzeć produkcję paliw syntetycznych na metanie, biorąc za podstawę metodę Fischera. Badania w tym kierunku trzeba koncentrować. W odpowiedzi na propozycje inż. Wilka prelegent uważa, że nie są one korzystne pod wzglę-

dem ekonomicznym, nie wydaje się bowiem opłacalne przerabianie produktów, na które jest obecnie duży zbyt, a cena eteryny (skroplony propan i butan) wynosi 75 gr. za litr. Wszystkie otrzymywane u nas gazy mogłyby stanowić podstawę do uruchomienia zaledwie jednej małej fabryki benzyny polimeryzowanej. Spirytus podwyższa rzeczywiście liczbę oktanową, ze względu jednak na inne wady jest raczej uważany za malum necessarium. Lepiej nadaje się do napędu samochodów.

Pompy próżniowe wygłosił dnia 21 stycznia 1938 r. inż. Józef Rzeczycki.

Na wstępie prelegent wyjaśnił, do jakiej grupy akcesorii należą pompy próżniowe, oraz podał odpowiedniki nazw w językach obcych. Następnie omówił przeznaczenie pomp próżniowych i korzyści wynikające z zastosowania ich do napędu przyrządów pokładowych żyroskopowych w porównaniu do dawniej używanych rurek Venturiego. Poza tym pompy próżniowe, dające pewne nadciśnienie na wlocie, są stosowane do uruchomiania urządzeń do odlodzania systemu Goodrich oraz klap skrzydłowych i niektórych elementów przyrządów pokładowych, wymagających sprężonego powietrza. Dalej oświetlony został wpływ wysokości lotu na wydatek pomp oraz zależność prawidłowego działania przyrządów od stałości podciśnienia, wytwarzanego przez pompę, oraz od temperatury otoczenia.

Krótki rys historyczny wprowadził słuchaczy w historię powstania pomp próżniowych oraz ich rozwój i stan obecny w Ameryce i Europie. Wymienione zostały wytwórnie, produkujące pompy. W dalszym ciągu prelegent przedstawił zasadę konstrukcji pomp oraz ciekawsze rozwiązania ich elementów, zajmując się produktami następujących firm: Romec, Eclipse, Pesco (U.S.A) oraz Air Equipment, Askania, Walter, Bronzavia, Knorr-Bremse i Keelavite (Europa). Na podstawie około 40 odmian pomp zostały podane zakresy szeregu danych charakterystycznych, jak wydatek, ciśnienie, obroty, moc pobierana i in.

Na zakończenie podał prelegent warunki do uwzględnienia przy konstrukcji pomp, rozbite na trzy grupy z punktu widzenia: 1) przyrządów pokładowych, 2) silnika i 3) samolotu.

W dyskusji *inż. Strzeszewski* zapytał, czy prelegent nie spotkał pomp, opartych na systemie Rootsa, co według jego zdania byłoby bardzo korzystne, i wyraził przypuszczenie, że sprawność dla tego systemu pomp byłaby około 0,8 przy małym gabarycie i możliwości dużych obrotów (np. do 6000 obr/min.).

Inż. Starowicz podnosi kwestię odprowadzenia powietrza wylotowego i uważa, że przy dość dużych ilościach oleju, zawartych w tym powietrzu, odprowadzenie do rury wydechowej silnika jest niekorzystne, natomiast w ogóle jest przeciwny odprowadzaniu do karteru silnika, gdyż duża ilość powietrza wtłaczana do karteru może powodować utlenianie i starzenie się oleju, a ponadto pary oleju są wybuchowe i mogą zapalić się, powodując pożar silnika.

Inż. Dulęba, opierając się na najnowszych tendencjach firmy Sperry, która uważa, że kurz dostający się z powietrzem do przyrządów pokładowych niszczy je, i pracuje nad konstrukcją całkowicie szczelną przyrządów i ich napędem elektrycznym, zapytuje, jaka jest przyszłość pomp próżniowych i czy nie pójdzie się w kierunku elektryfikacji przyrządów pokładowych.

Dr. inż. Pawlikowski w odpowiedzi inż. Dulębie wyjaśnia, że istotnie tendencje elektryfikacyjne w napędzie przyrządów pokładowych można zaobserwować, jednak podkreśla, że elektryczność ma również swoje poważne wady. Poza sztucznym horyzontem firmy Alkan, który posiada napęd elektryczny, wymienia najnowsze skrętomierze f. Askania, napędzane elektrycznie, co do których jednak sama firma zaznacza, że przewidziane są jako „malum necessarium" dla szybowców, gdzie nie ma innego źródła napędu wobec coraz większych kłopotów z rurkami Venturi. W konkluzji zaznacza, że być może w przyszłości do przyrządów pokładowych o odmiennych zasadach konstrukcyjnych trzeba będzie zastosować napęd elektryczny, ale stosowanie pomp próżniowych ma jeszcze bardzo dużą przyszłość, co uzasadnia zainteresowanie się naszego przemysłu pomocniczego tą dziedziną. Dla podkreślenia możliwości udoskonalenia instalacji próżniowej opisuje bardzo ciekawy przyrząd, zastosowany w samolocie bombowym firmy Fiat. Jest to regulator podciśnienia, wykonany przez firmę FIMAC (Fabrica Italiana Macchine Aria Compressa), dający załodze samolotu możność obserwacji i regulowania w locie zarówno głównego podciśnienia jak i podciśnień na drodze do poszczególnych przyrządów pokładowych. Na zakończenie mówca zwraca się w kierunku P.L.L. „Lot" z propozycją podzielenia się na terenie Z.P.I.L. swymi spostrzeżeniami i wynikami prób w zakresie użytkowania instalacji próżniowych.

Inż. Jarmicki prosi prelegenta o wyjaśnienie, jak jest mierzone zużycie oleju w pompach próżniowych, i czy jest to ilość istotnie zużywana przez pompę do smarowania, czy też ilość wyrzucana z powietrzem wylotowym.

W odpowiedzi na poruszone kwestie prelegent wyjaśnia inż. Strzeszewskiemu, że pomp próżniowych opartych na systemie Rootsa nie spotykał, natomiast zwraca uwagę, iż pompy Waltera zbliżają się nieco do tej zasady, gdyż w konstrukcji tej oba koła czerpiące o czterech zębach są napędzane i pracują z bardzo małym luzem. Inż. Starowiczowi wyjaśnia, że zużycie w pompach Romec nowych jest zwykle nieco większe, niż po pewnym okresie pracy, i podaje, że podczas prób, prowadzonych przez siebie, średnie zużycie pompy Romec B-2A mod. J.43 za okres 1100 godzin wyniosło ok. 65 cm^3/godz. Dla uniknięcia kłopotów z odprowadzeniem powietrza najlepsza jest trzecia możliwość, to znaczy kierowanie go bezpośrednio na zewnątrz samolotu po przepuszczeniu przez dobry odoliwiacz. W kwestii poruszonej przez inż. Dulębę i dr. Pawlikowskiego przychyla się do zdania tego ostatniego; ponadto zaznacza, że firma Air-Equipment poszła już dawno w kierunku umożliwienia regulacji podciśnienia w locie i pokazuje zdjęcie takiego regulatora. Oczywiście rozwiązanie firmy FIMAC jest znacznie pełniejsze i lepsze. Podkreśla konieczność zabrania głosu przez P.L.L. „Lot" w sprawie zachowania się instalacji próżniowej, a w szczególności w lotach wysokościowych. Inż. Jarmickiemu wyjaśnia, że zużycie oleju jest mierzone na wlocie oleju do pompy i jest sumą oleju wyrzuconego wraz z powietrzem i drobnej części, zużytej bezpowrotnie przez pompę.

Uwagi o wzorach na prędkość lotu nurkowego wygłosił dn. 11 lutego 1938 r. inż. Zbigniew Leliwa-Krzywobłocki. Streszczenie odczytu i dyskusji zostanie zamieszczone w następnym numerze.

Wiadomości Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych

1. Z dniem 1-go stycznia 1938 r. wystąpiła z członków Zrzeszenia PPL firma „AVIA" Biuro Techniczno Handlowe.

2. Z dniem 1-go stycznia 1938 r. przystąpiła na członka PPL firma „AVIA - CELLON" Wytwórnia Farb, Lakierów i Emalii.

3. Dziennik Urzędowy Ministerstwa Komunikacji ogłosił:

W Nr. 53 z dnia 15.XI. 1937 r. 10 pozycyj zarządzeń i okólników z działu lotnictwa cywilnego.

W Nr. 3 z dnia 15.I. 1938 r. Skorowidz obowiązujących przepisów lotniczych ogłoszonych w latach 1933 — 1937 dla spraw lotnictwa cywilnego.

W Nr. 7 z dnia 27.I. 1938 r. pięć dawniejszych przepisów dotyczących sprzętu lotniczego.

4. Urząd Patentowy R. P. ogłosił następujące patenty, wydane na wynalazki w zakresie lotnictwa:

W Nr. 12 1937.

Nr. 25790. Ignacy Brach (Katowice, Polska). Brama hangaru.

Nr. 25749. Kollsman Instrument Company, Inc. (New York N. Y., Stany Zjednoczone Ameryki). Wysokościomierz cieplnoprężnościowy.

Nr. 25819. Vereinigte Deutsche Metallwerke A. G. (Frankfurt n. M., Heddernheim, Niemcy). Urządzenie do samoczynnego elektrycznego regulowania nachylenia skrzydeł śmigła przestawnego.

Patenty do odstąpienia, znajdujące się u rzeczników patentowych.

Nr. 20930. P. Roberta Hobarta Mayo w Londynie na „Samolot złożony". Wiadomość: Inż. Stanisław Pawlikowski, Warszawa, Marszałkowska 113.

Nr. 20951. Vereinigte Deutsche Metallwerke A. G. Einsel b/Altens, Niemcy, na: „Przekładnia do przestawiania śmigieł o zmiennym skoku, w szczególności samolotowych". Wiadomość: Inż. dypl. Janusz Wyganowski, Warszawa, Ordynacka 6 m. 4.

Nr. 20821. Akc. spol. drive Skodovy zavody v Plzni. „Przyrząd optyczny do oznaczania położenia samolotu". Wiadomość: Inż. H. Sokal, Katowice, 3-go Maja 23.

Nr. 8355. „Urządzenie ułatwiające otwieranie się spadochronu".

Nr. 19649. „Samolot ze zmienną powierzchnią nośną". Wiadomość: Inż. dypl. Feliks Winnicki, Poznań Plac Wolności 9.

Nr. 22117. Willy Messerschmitt na „Skrzydło nośne samolotu". Wiadomość: Inż. dypl. Janusz Wyganowski, Warszawa, Ordynacka 6.

Nr. 20483. Firma The Cierva Autogiro Company Limited w Londynie na: „Samolot o swobodnie obracających się płatach nośnych". Wiadomość: Inż. Stanisław Pawlikowski, Warszawa, Marszałkowska 113.

W Nr. 1 1938 r.

Nr. 25978. I. G. Farbenindustrie Aktiengesellschaft (Frankfurt n. M., Niemcy). Nabój umieszczony wewnątrz zbiornika paliwowego, do utrwalania środków przeciw stukaniu paliw w silniku, zawierających czteroetylek ołowiu.

Nr. 26033. „Mabag" Maschinen- und Apparatebau — A. G. (Nordhausen, Niemcy) i Fritz Neuroth (Nordhausen, Niemcy). Odwadniacz, zwłaszcza do oddzielania wody z ciekłego paliwa.

Nr. 25972. Bendix Aviation Corporation (Chicago, Illinois, Stany Zjednoczone Ameryki). Gaźnik do silników spalinowych.

Nr. 25854. Fabryka Śrub Toczonych Jakub Wagner (Warszawa, Polska). Świeca zapłonowa do silników spalinowych.

Nr. 25876. Gustaw Ruthardt (Stuttgart - Zuffenhausen, Niemcy), Świeca zapłonowa do silników spalinowych.

Nr. 25926. Armstrong's Patents Company Limited (Beverley, Wielka Brytania). Hydrauliczny pochłaniacz wstrząsów.

Nr. 25868. Ministerstwo Spraw Wojskowych (Warszawa, Polska). Urządzenie do sterowania slotów nośnych płatów samolotów.

Nr. 25984. Elektronmetall G. m. b. H. (Bad Cannstatt — Stuttgart, Niemcy). Zastrzał o zmiennej długości do samolotów.

Nr. 25944. Armstrong Siddeley Motors Limited (Coventry, Wielka Brytania). Elastyczne sprzęgło między piastą śmigła, a współosiowym z nią wałem napędowym.

Nr. 25994. Romeylowerk Gesellschaft für drahtlose Nachrichtentechnik m. b. H. (Nowawes, Niemcy). Urządzenie łącznikowe do rozporządzania z odległości napędzanego przez silnik elektryczny nawijadła anteny w samolotach.

Nowe wydawnictwa

ENTWURF UND BERECHNUNG VON FLUGZEUGEN przez Gerharda Otto. Band II; Rumpf. 96 str. form. A5, 103 rys. Berlin 1938, C. I. E. Volckmann.

Niniejszy tomik jest drugim z cyklu poświęconego obliczeniom głównych zespołów płatowca. Pierwszy, traktujący o uskrzydleniu, był omówiony w numerze lipcowym 1937 r. Technicznych Nowości Lotniczych. Tematem drugiego jest projekt kadłuba.

W pierwszej części podano wypadki obciążeń, na które trzeba obliczyć wytrzymałość kadłuba w myśl przepisów niemieckich, przy czym uwzględniono najnowsze wydanie tych ostatnich (grudzień 1936). Uzupełniono tu jednocześnie odpowiednie założenia co do obciążeń uskrzydlenia.

Druga, największa część książki, zajmuje się określeniem sił i momentów, miarodajnych dla wymiarowania konstrukcji. Jako przykład obrał autor kadłub samolotu Heinkel He 64, konstrukcji półpowłokowej (pokrycie sklejkowe, pracujące na skręcanie i ścinanie, i cztery podłużnice, przenoszące zginanie). W kilku słowach powiedziano też, jak przedstawiałoby się analogiczne obliczenie kadłuba kratowego.

Najsłabszą jest część, poświęcona wymiarowaniu elementów kadłuba. Być może, iż autor zachował ten temat dla osobnego zapowiedzianego tomiku o statyce lotniczej. Bez tego uzupełnienia książka niniejsza jest niekompletna, gdyż nie znajdujemy tu ani słowa o skręcaniu kadłubów kratowych, ani o wymiarowaniu prętów kratownicy, ani tym bardziej o stateczności równowagi sprężystej konstrukcji cienkościennych.

Na zakończenie czytelnik znajduje przegląd konstrukcyjnych rozwiązań kadłuba, przejrzyście ilustrowany szkicami i fotografiami; omówiono tu konstrukcję „geodetyczną" Wallisa, kratownice z rur łączonych w węzłach, kratownice spawane, wreszcie szereg konstrukcji powłokowych metalowych z opisem nowoczesnych metod nitowania.

W sumie wydawnictwo niewątpliwie pożyteczne, gdyż stanowi niejako przewodnik po niemieckich przepisach wytrzymałościowych i ułatwia ich zastosowanie dzięki przeliczeniu przykładu liczbowego w licznych tablicach. Sam układ obliczenia możnaby — mutetis mutandis — i u nas zastosować. Zwraca uwagę wykreślne zestawienie wyników poszczególnych faz obliczenia, co zwiększa przejrzystość i umożliwia wykrycie ewentualnych błędów. W kilku miejscach podano też sposoby sprawdzenia obliczeń. Pożądane byłoby, jak wyżej wspomniano, uzupełnienie części wytrzymałościowej, przynajmniej w granicach normalnych obliczeń, w których ten elementarny podręcznik jest utrzymany. *E. K.*

SPIS RZECZY:

4641 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka, Warszawa, Ordynacka 3, tel. 644-69.